Capítulo 3

Sistemas de accionamiento

3.1. Introducción

Un sistema de accionamiento es un conjunto de elementos tales como motores, hélices, palancas, correas de transmisión, poleas, sensores, actuadores, etc. que tienen como objetivo mover o participar en el movimiento de cualquier parte móvil de un avión. En función del mecanismo que posea el sistema para accionar la parte móvil del avión se podrá clasificar en sistema de accionamiento hidráulico, eléctrico, neumático o mecánico.

Debido a que el presente trabajo se centra en todo lo relativo a los controles y mandos de vuelo y a la evolución de los motores, se tratarán los sistemas de accionamiento en las superficies de control de vuelo y en los motores, es decir, los diferentes sistemas que alimentan a los actuadores u otros elementos para accionar las partes móviles del motor o de las superficies de control de vuelo tales como *spoilers* o alerones.

A continuación se expondrán los diferentes sistemas de accionamiento que posee un avión.

3.2. Sistema de accionamiento neumático

Es uno de los cuatro sistemas de accionamiento que permite el funcionamiento completo del avión, puesto que alimenta al resto de sistemas generales utilizando el aire a presión. Su funcionamiento se basa en aprovechar la presión y el volumen de aire comprimido creado por un compresor de aire para, mediante actuadores, transformar estas variables en movimiento, ya sea rectilíneo o giro, es decir, obtener energía mecánica a partir de la presión de un gas, en este caso aire.

En función del uso del sistema neumático y, por consiguiente, del nivel de

presión requerido, se pueden distinguir dos grandes grupos: los sistemas principales y los sistemas secundarios. Los primeros se encargan de las funciones operacionales fundamentales como, por ejemplo, el sistema de anti-hielo de las alas. Por otro lado, los sistemas secundarios se corresponden con funciones de menor índole pero igualmente necesarias para el buen funcionamiento del avión como, por ejemplo, el sistema de ventilación del compartimento de aviónica. Este compartimento se sitúa en la parte inferior de la cabina de piloto, en el morro del avión y está compuesto, normalmente, por radares de lluvia, generadores de emergencia de corriente alterna y continua, bandejas electrónicas y unidades de pruebas de luces de aviso y antenas. En la figura 3.1 se muestra la zona de aviónica de un avión comercial.



Figura 3.1: Compartimento de aviónica.

El elemento principal para que los sistemas neumáticos funcionen, el aire, es obtenido para su posterior compresión de:

- El compresor del motor del avión durante el vuelo (sangrado).

- La Unidad Auxiliar de Energía (APU), que se usa normalmente en tierra aunque también es posible usarlo en vuelo.

- Un canal de conexión en tierra de alta presión, como alternativa a la conexión de la APU. Este punto de conexión se encuentra ubicado en aero-

puertos o hangares de empresas en los cuales se realice el mantenimiento de los aviones.

El método más común para la obtención de aire es el primero, el sangrado de aire del compresor del motor durante el vuelo. Su funcionamiento consiste en la extracción de aire caliente y a presión, de uno o más de los compresores del motor del avión, a través de válvulas de paso situadas en dichos compresores, regulando la presión y temperatura del aire de sangrado, y lo entrega al colector de distribución para ser usado por el resto de sistemas [11]. A continuación, se muestra en la figura 3.2, un diagrama de flujo del proceso de sangrado de aire del compresor.

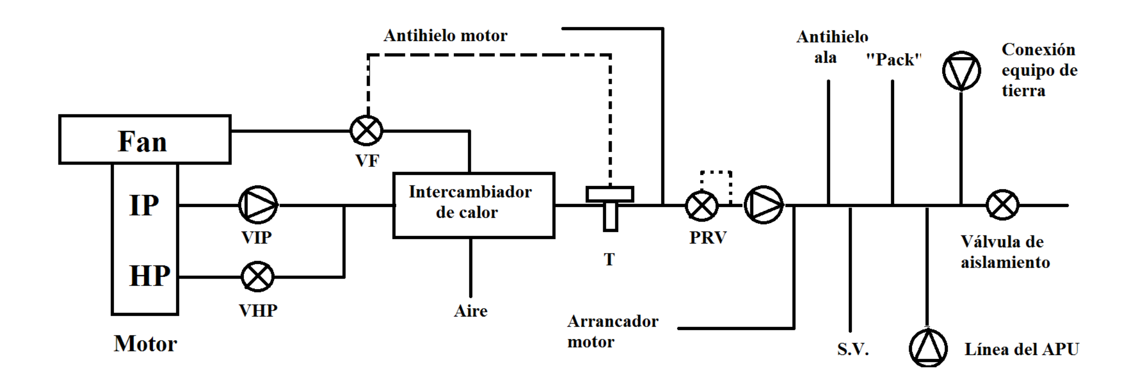


Figura 3.2: Proceso general de sangrado de aire del compresor de un motor.

El aire se extrae del compresor de motor y, después de pasar por las válvulas de regulación de presión (alta o intermedia), llega, normalmente, a un intercambiador de calor, aunque es posible que no sea necesario en algunos sistemas. Este intercambiador de calor es de tipo gas a gas, donde un conducto es para el aire más caliente y de mayor presión que se sangra del compresor, y el otro circuito es para el aire relativamente frío del "*Fan*" o ventilador del motor o de cualquier entrada dinámica de aire, "*ram air*". El flujo de aire del "*Fan*", que se introduce en el intercambiador de calor, es regulado por otra válvula que se abre y cierra en función de la temperatura de entrada del aire.

En la figura 3.3, se muestra una imagen con la sección de un motor turborreactor y la circulación del aire que entra al mismo. En él, se observa la zona de entrada de aire, las diferentes zonas de presión del compresor, la turbina, el eje, la tobera y la cámara de combustión.

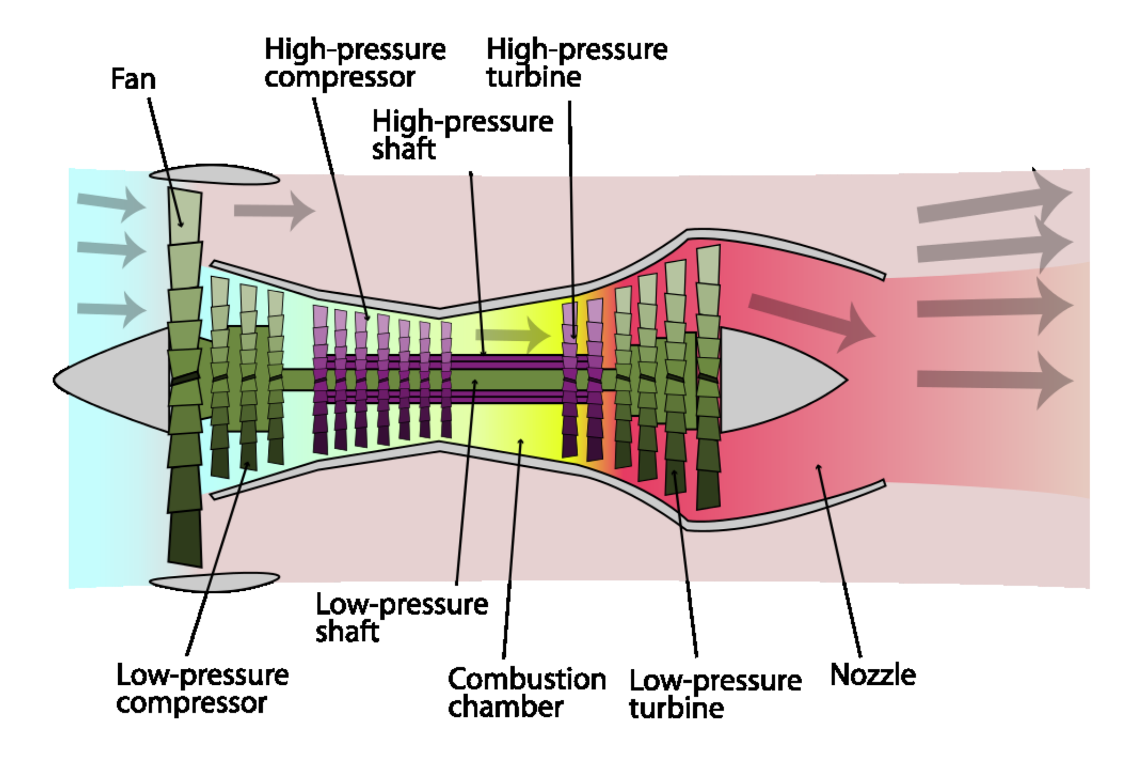


Figura 3.3: Sección de un turborreactor con el recorrido de aire.

A partir de la figura 3.3, se puede concretar que existen diferentes tipos de sistemas de sangrado de aire en función del lugar desde el que se extraiga el aire del compresor, zona de alta presión, de media o de baja presión. Por tanto, se puede establecer la siguiente tipología:

- Sistema de sangrado mixto de presión intermedia y de alta presión.

- Sistema de sangrado mixto de baja y de alta presión.

- Sistema de sangrado de alta presión.

- Sistema de sangrado mixto de tres flujos (presión de "*Fan*", compresores de media y de alta presión).

El tipo de sistema más usado es el último, el sistema de sangrado mixto de tres flujos que consiste en tres puertas para sangrado de aire [9]. La primera está ubicada en la zona de baja presión, procedente del "*Fan*" del

motor o "*Ram air*" y, por tanto, es zona de presión y temperaturas bajas, mientras que, la segunda puerta es de presión intermedia y está colocada en la zona media del compresor, y la última puerta, que corresponde a elevadas presiones, está ubicada en una zona muy avanzada del proceso de compresión.

Esta modalidad es utilizada por aviones comerciales y por el avión militar A400M. A continuación se muestra en la figura 3.4 un esquema de sangrado de este último avión militar.

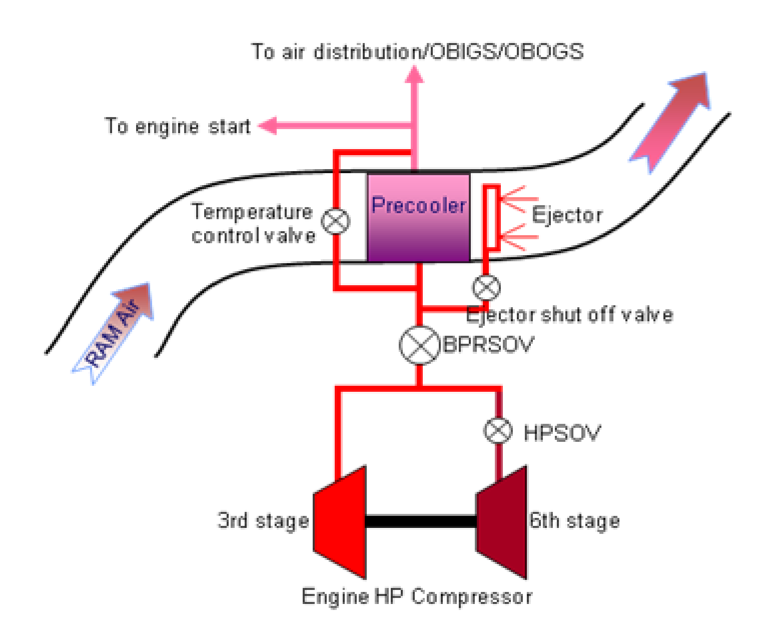


Figura 3.4: Esquema general de sangrado de aire del compresor de un avión militar.

De la figura 3.4, se puede observar que el aire entra por una superficie instalada debajo de cada motor llamada góndola. La entrada de aire es filtrada para evitar la llegada de sustancias extrañas o residuos, con el objetivo de evitar daños en el motor. Por otro lado, el compresor de alta presión posee 6 etapas y el sangrado de aire del mismo se realiza, normalmente, en la etapa 3 pero cuando los niveles de presión son insuficientes, la válvula "*High Pressure Shut Off Valve* (HPSOV)" se abre para que pueda entrar aire desde la sexta etapa del compresor. A continuación, existe otra válvula, "*Bleed Pressure and Shut Off Valve*" (BPRSOV), que permite el paso del sangrado de aire al intercambiador o a la salida por el eyector. El siguiente paso es la entrada al intercambiador para enfriar el aire proveniente del motor y, posteriormente, el aire es usado para el encendido del motor, el sistema anti-hielo, detección

de fugas o para suministro de oxígeno, entre otros.

Los sistemas neumáticos tienen como objetivo alimentar a los siguientes sistemas:

- Sistema de aire acondicionado (ACS).

- Sistema de anti-hielo en el ala (WAI).

- Sistema de arranque motor.

- Sistema de presurización del tanque de almacenamiento de hidráulica.

- Sistema de generación de oxígeno dentro del avión (OBOGS).

- Sistema inercial de generación de gas dentro del avión (OBIGGS).

Una vez conocido los sistemas que son alimentados por el sistema neumático, en la figura 3.5 se muestra cómo se distribuyen las líneas de sistema neumático dentro de un avión comercial Airbus A340, desde el sangrado de aire del motor hasta los diferentes sistemas anteriormente mencionados.

Dentro de todos los sistemas que alimenta el sistema neumático, se hará especial atención al sistema anti-hielo de las alas debido a que es uno de los elementos participantes en las superficies de vuelo de un avión [12].

La formación de hielo (engelamineto) se debe al impacto de gotas de agua a muy bajas temperaturas sobre diferentes superficies del avión, como las superficies de vuelo. Este hecho puede poner en peligro la estabilidad y seguridad del mismo, ya que modifica los diferentes perfiles aerodinámicos, principalmente en las superficies de vuelo, como *slats* o timón de cola. Por ello, se ha llevado a cabo una gran investigación y desarrollo en este ámbito para solventar dicho problema.

Los diferentes tipos de hielos que se pueden adherir a las superficies del avión tienen diferentes grados de peligrosidad en vuelo y en tierra y, por otra parte, dificulta el despegue del avión, siendo el hielo granular el más benevolente, y el hielo claro o vítreo el peor de ellos [13]. En la figura 3.6, se muestra un ejemplo de engelamiento en el borde de ataque del ala izquierda de un avión cualquiera.

Los sistemas de protección contra el hielo se pueden dividir en sistemas de deshielo o sistemas anti-hielo. El primero de ellos permite la agregación o creación de hielo en las diferentes superficies del avión hasta un determinado

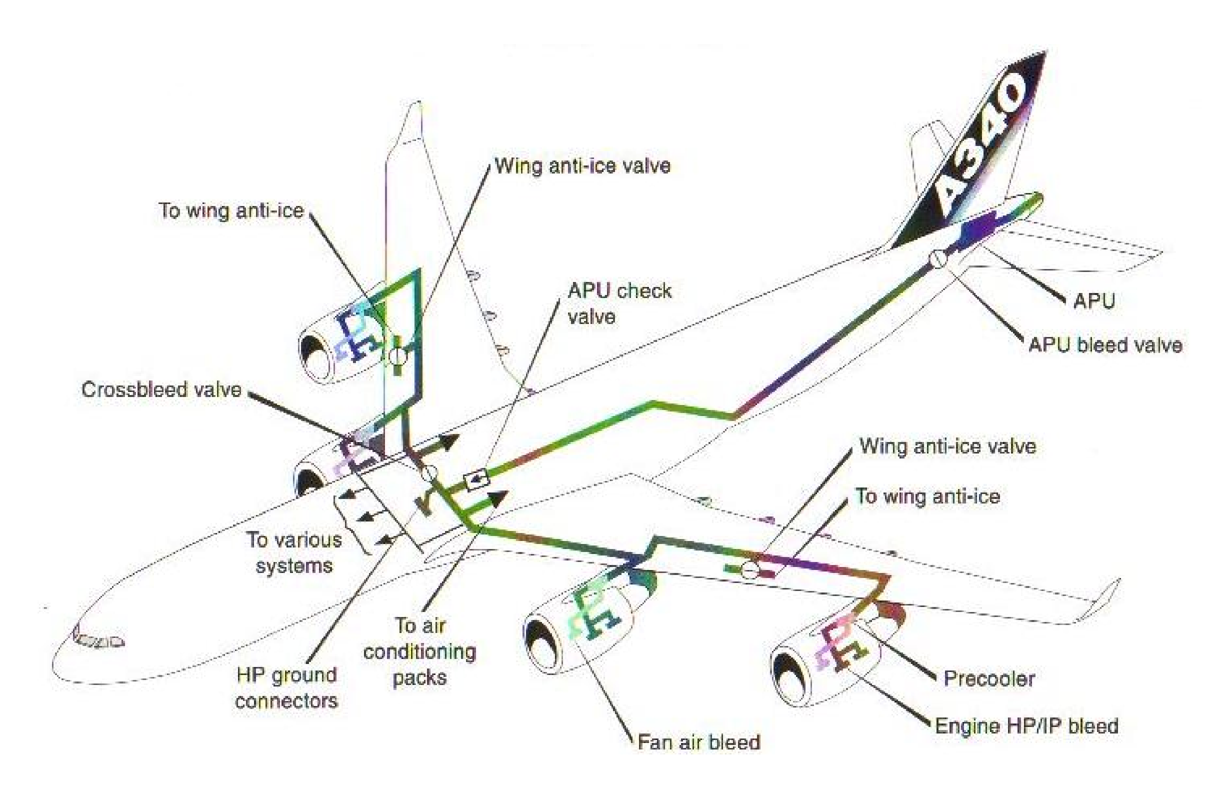


Figura 3.5: Vías de distribución del aire sangrado de motores del modelo Airbus A340.



Figura 3.6: Engelamiento del ala de un avión.

nivel o espesor, a partir del cual se activa el mecanismo para su eliminación. El segundo trata de impedir la formación de hielo, bajo cualquier concepto,

en las superficies protegidas del avión. Lo ideal sería esta segunda opción, pero obviamente es muy costosa.

Para evitar la formación de hielo se suele utilizar medios térmicos como el suministro de calor, para conseguir mantener el agua en estado líquido o, incluso, conseguir la evaporación del hielo en las zonas donde es posible la formación del mismo. También pueden usarse medios mecánicos como mecanismos de impulso, o químicos, utilizando fluidos depresores del punto de congelación. Concretamente, en los reactores comerciales como el Boeing 777 o el Airbus A320, o en el avión militar Airbus A400M se suele utilizar el sangrado de aire caliente del compresor del motor para los bordes de ataques de las superficies de control de vuelo, y carenas del motor.

3.2.1. Ejemplo A400M

Para el caso del Airbus A400M, el sistema de anti-hielo provee protección en los bordes de ataques de las alas, suministrando aire caliente a una presión y temperatura determinada. Proporciona también las señales correspondientes a la tripulación en caso de situaciones anormales en el sistema, e incorpora señales para evitar o detectar daños en otros sistemas o estructuras del avión durante su funcionamiento normal. Además, los bordes de ataques que se encuentran en los exteriores o en la parte media del ala (*Fixed Leading Edge* "FLE" 3, 4 y 5) son los que están provistos del mecanismo de anti-hielo. En la figura 3.7 se muestra un esquema del sangrado de aire de los compresores del motor, y de los bordes de ataques afectados por el sistema de anti-hielo.

De esta manera, el funcionamiento sería realizar el sangrado de aire de los compresores de los cuatro motores en condiciones normales para, posteriormente, pasar a los conductos de los sistemas neumáticos. El sistema de anti-hielo posee una válvula de anti-hielo en cada ala (*Wing Anti-Icing Valve* "WAIV") que permite el paso del aire caliente desde los conductos de los sistemas neumáticos a los conductos instalados en los bordes de ataques 3, 4 y 5. En las dos siguientes figuras, 3.8 y 3.9, se observan la sección de un borde de ataque:

Se puede observar en la figura 3.8 que el conducto principal (*Main duct*) corresponde al conducto por el que circula el aire caliente, el cual fluye hacia el tubo "*piccolo*", y, de éste el aire es expulsado hacia una superficie o cámara ubicada en la parte interna del borde de ataque. Esto permite calentar esa zona del borde de ataque, y el posible hielo que pueda quedar ahí estancado. Por otro lado, en la figura 3.9, también se puede comprobar que existe un orificio por el que sale el aire caliente, una vez que se ha expandido por la

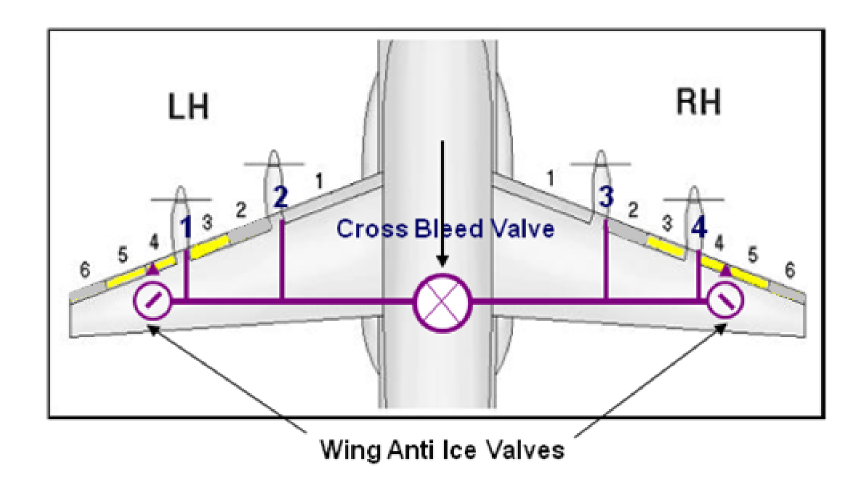


Figura 3.7: Vías de distribución de sangrado de aire junto con válvulas anti-hielo.

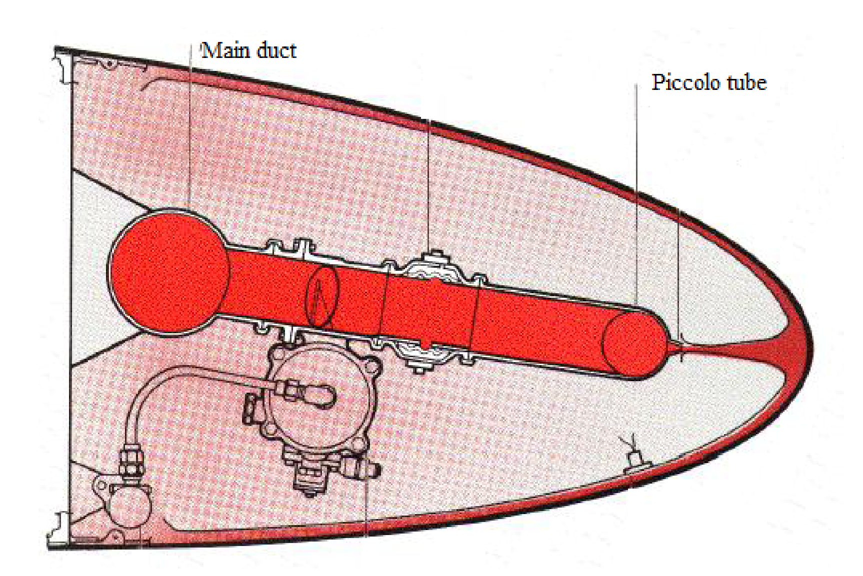


Figura 3.8: Sección del borde de ataque del ala de un avión junto con el esquema de sistema anti-hielo.

cámara interior del borde de ataque, y ha realizado su función.

Para completar, decir que existe por otro lado, una válvula de sangrado cruzado que conecta el aire sangrado de los motores del ala izquierda con el ala derecha y viceversa, para el caso en el que falle alguno de los motores.

El sistema de anti-hielo está controlado mediante dos unidades de con-

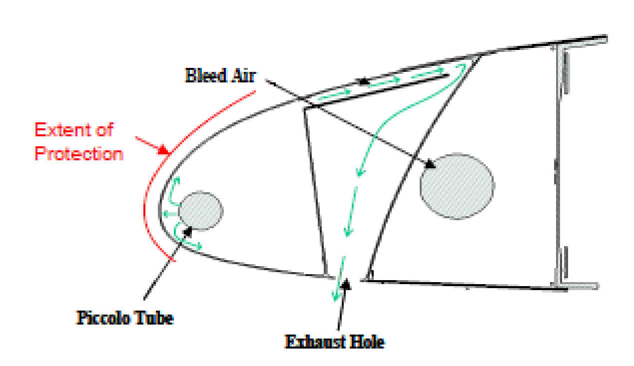


Figura 3.9: Sección de FLE de un avión militar junto con la circulación de aire sangrado.

trol de anti-hielo (*Anti-ice control units* "AICU") junto con otros dispositivos electrónicos. Además, es necesario el uso mínimo de tres motores para proporcionar todo el aire caliente demandado para evaporar el hielo.

3.2.2. Ejemplo C295

Otro avión militar del modelo Airbus, C295, posee un sistema de anti-hielo diferente ya que es un modelo distinto al A400M con otras posibilidades o rendimientos y, además posee motores que proporcionan diferentes prestaciones. Parte del sistema de sangrado de este avión se muestra en la figura 3.10 donde se señala el intercambiador, la válvula PRSOV y la conducción de sangrado.

El aire caliente pasa, igual que en el caso anterior, por el intercambiador de calor para enfriar el aire caliente sangrado del motor y por la válvula de presión y regulación del aire caliente. En la figura 3.10, se ha señalado con una línea azul discontinua el recorrido seguido por el aire sangrado para llegar al resto de sistemas del avión [14]. La manera de afrontar el deshielo o evitar la formación de hielo para el avión militar C295 consiste en una serie de membranas de goma que recubren el borde de ataque de las alas. Cuando aparece la existencia de hielo, las membranas se inflan repetidamente utilizando la presión del aire sangrado para romper el hielo que se ha formado. La repetición del proceso de hinchado de las membranas puede activarse manualmente por el piloto, o automáticamente. En la figura 3.11, se muestra

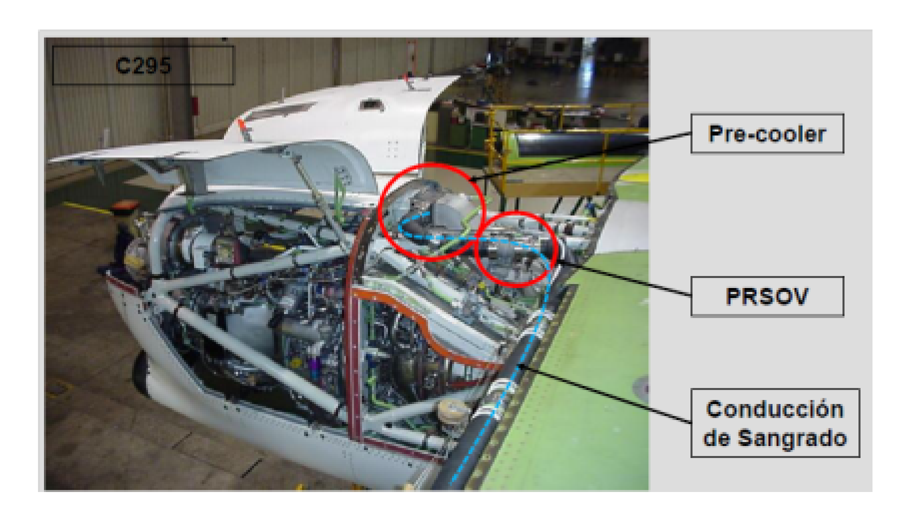


Figura 3.10: Motor de un avión C295.

una imagen del cambio sufrido por las membranas de goma.

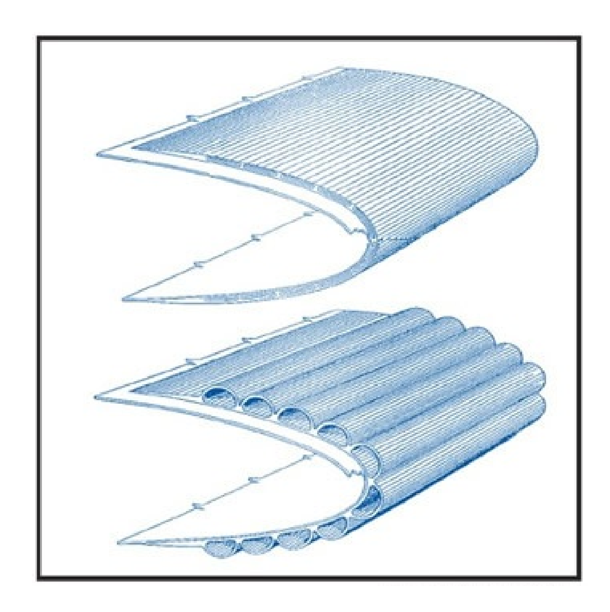


Figura 3.11: Sistema anti-hielo (*Goodrich pneumatic boots*).

3.2.3. Ejemplo A320

Por último, otro modelo de la compañía Airbus, A320, posee un sistema de deshielo o de prevención de formación de hielo parecido al del avión militar A400M. La diferencia reside en que el A320 posee *slats* mientras que el A400M no.

El sistema anti-hielo del modelo de Airbus A320 se encuentra ubicado en los bordes de ataques exteriores de las alas. En esta zona se encuentran los *slats* definidos en el capítulo anterior. Por tanto, para usar el sistema anti-hielo se realizaría el sangrado de aire de los motores, posteriormente y atravesando la válvula de anti-hielo ubicada en cada ala, el aire a alta temperatura pasa a los bordes de ataques extremos de cada ala tal y como se muestra con la línea roja en la figura 3.12 [15].

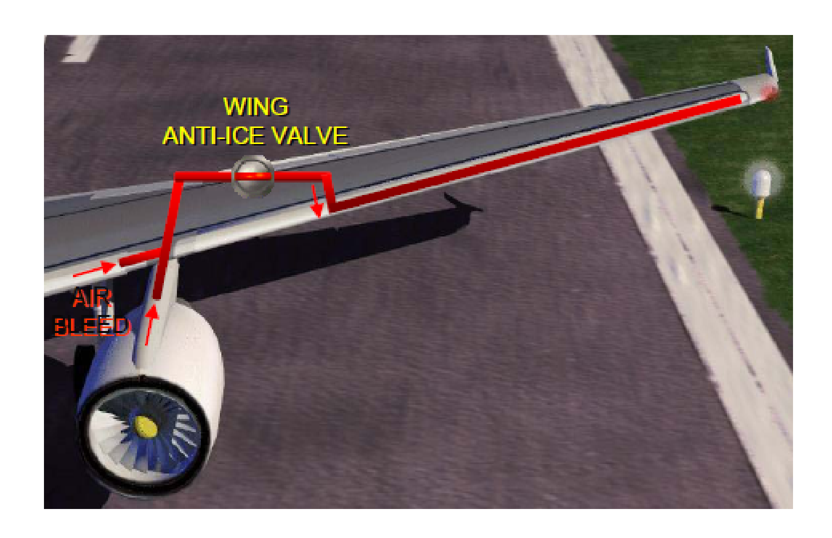


Figura 3.12: Representación de ala izquierda del modelo Airbus A320.

En la figura 3.13 aparece detallada la sección de la misma ala mostrada en la figura 3.12.

Se puede observar el recorrido que hace el aire sangrado del compresor desde que se extrae del motor hasta que es usado, o bien en los *slats* para el sistema de anti-hielo o bien para el resto de sistemas neumáticos.

Si fuera necesario usar el aire para la zona de borde de ataque para el desprendimiento de hielo, se abrirían las válvulas colocadas cerca del *slat* 2 (una en cada ala), que se controlan mediante un botón situado en la cabina de mando. En caso de detección de pérdidas o fugas, la válvula se cierra

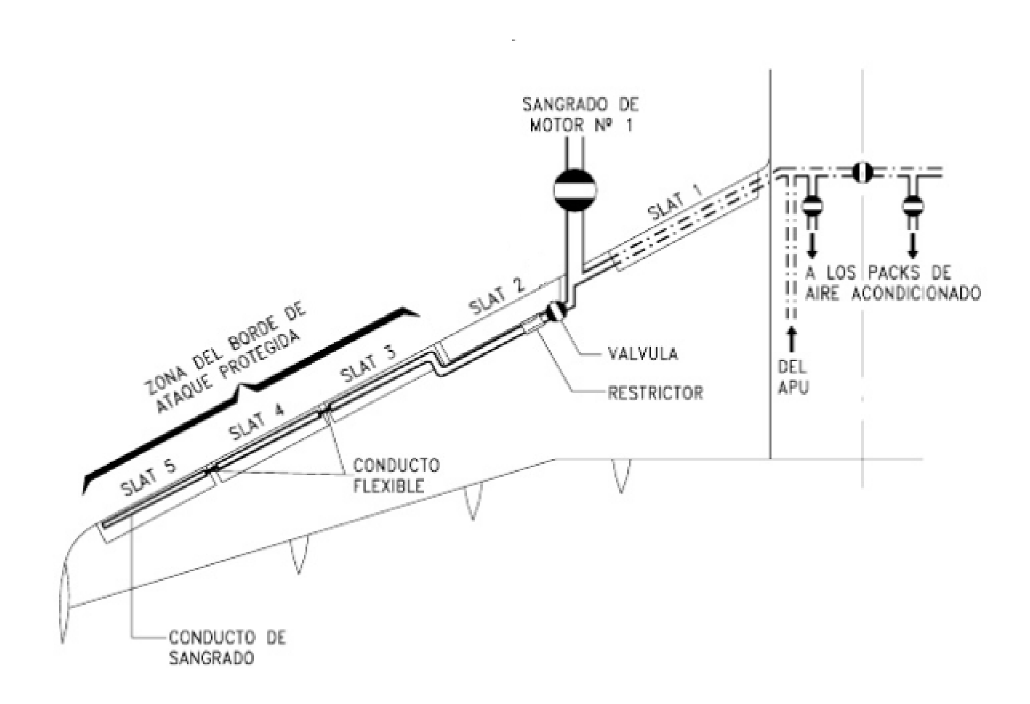


Figura 3.13: Vista en planta del ala izquierda del modelo Airbus A320.

automáticamente. Los conductos ubicados en los *slats* que conducen el aire caliente deben ser flexibles ya que deben poder deformarse ante la posibilidad de que sea necesario el uso de la extensión de los *slats*.

3.3. Sistema de accionamiento mecánico

Otro sistema de accionamiento muy importante es el sistema mecánico, uno de los más antiguos usados en aviación. Consiste en un método básico de control del avión, principalmente usado en aviones pequeños donde la carga aerodinámica no es elevada. Su funcionamiento se basa en el movimiento de poleas, cables, barras de empuje y contrapesos para transmitir el movimiento desde el joystick o palanca de control de cabina hasta las superficies móviles de control. Los elementos mecánicos están presentes en todos los sistemas de control. Este sistema se caracteriza porque tanto la señal de mando como la respuesta del mismo son puramente mecánicas. La salida típica de estos sistemas es el movimiento que se produce en una biela o en una barra de mando que actúa directamente sobre la superficie aerodinámica de control.

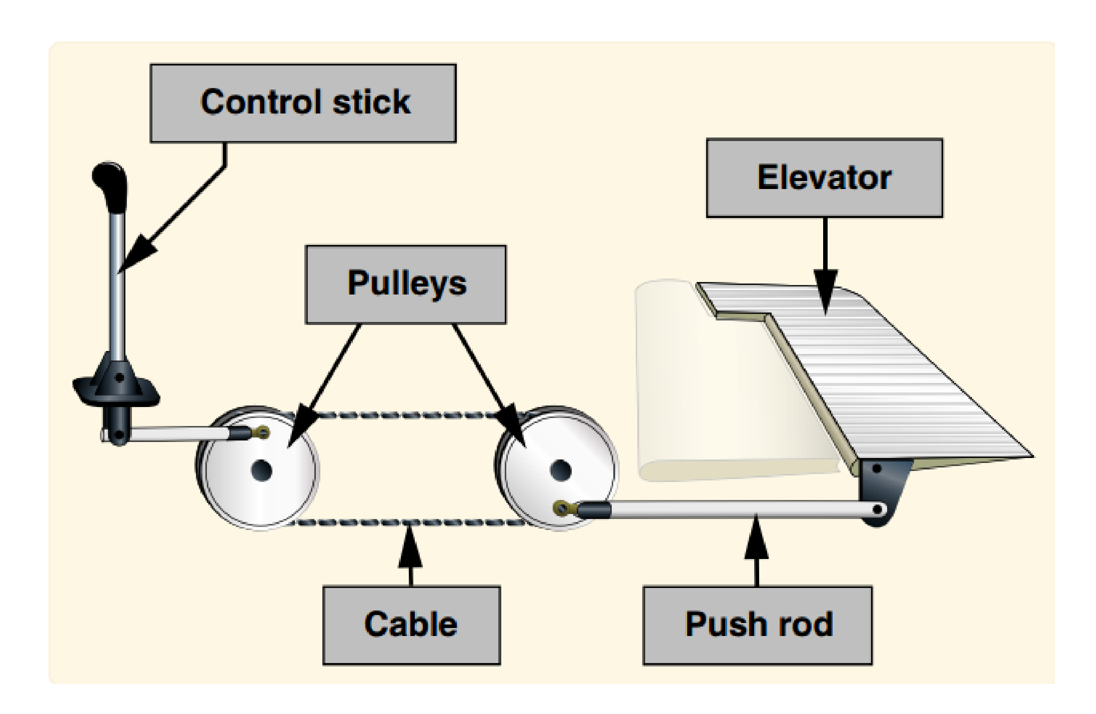


Figura 3.14: Sistema de accionamiento mecánico básico.

El uso de este tipo de sistemas para aviones más grandes como los modelos Airbus A330, A340 o A400M es inviable, ya que las cargas aerodinámicas son más elevadas y por tanto, hay que realizar esfuerzos mayores por parte del piloto para poder activar la superficie móvil del avión. Para evitar estos esfuerzos tan altos, se introdujo el uso del sistema de accionamiento hidráulico. Por tanto, los sistemas usados a partir de ese momento estaban compuestos de circuitos mecánicos e hidráulicos. Con la introducción del sistema hidráulico, éste se encarga de las funciones de accionamiento de la superficie de control, es decir, de crear la fuerza para mover la superficie de control, aunque las señales de activación las seguía recibiendo a través del circuito mecánico dirigidas por el piloto [7].

Por otro lado, otro sistema mecánico utilizado por los aviones son las servo aletas, pequeños dispositivos colocados al final de las superficies de vuelo, que también reducen los esfuerzos por parte del piloto. En caso de fallo del sistema hidráulico, este sistema se puede activar manualmente mediante los mandos de control de piloto.

El desarrollo de la tecnología eléctrica y electrónica en el siglo XX ha provocado que los sistemas de accionamiento no actúen de manera independiente sino que trabajen conjuntamente. Además, debido a que la tecnología pretende aviones más eléctricos, "*More-Electric Aircraft*", y después del desarrollo

de las tecnologías "*Fly-by-Wire*" y "*Power-by-Wire*", los sistemas hidráulicos y mecánicos pretenden ser eliminados por la gran cantidad de inconvenientes como las fugas o el peso, entre otros. De esta manera, a día de hoy para el control de vuelo, el sistema mecánico no es usado como tal, sino que es utilizado junto con el sistema hidráulico y/o eléctrico, dando lugar a los actuadores mecánicos alimentados hidráulicamente, electromecánicos (*Electro-Mechanical actuator*, EMA) o electro-hidrostáticos (*Electro-Hydrostatic actuator*, EHA).

3.3.1. Actuador hidro-mecánico

Los actuadores mecánicos simples alimentados con sistemas hidráulicos son accionados mediante el funcionamiento de uno de los dos o tres sistemas hidráulicos disponibles en el avión. Existe una servoválvula (SV) que dirige el fluido hidráulico al lado correcto de la cámara del actuador.

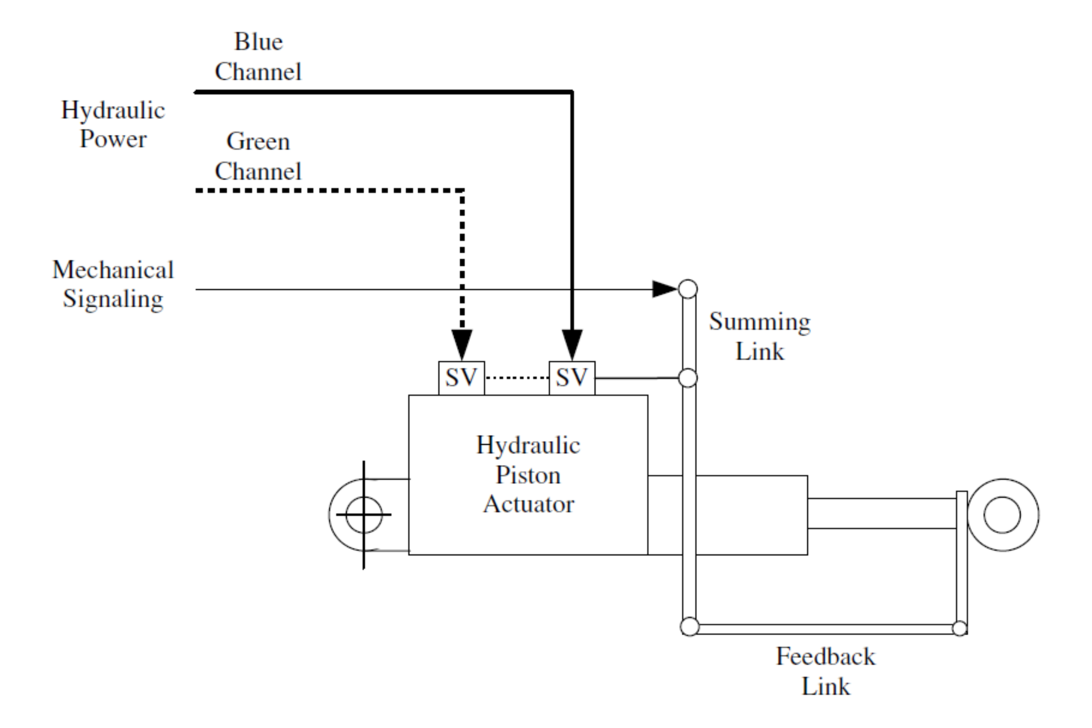


Figura 3.15: Sistema de accionamiento mecánico e hidráulico conjuntamente.

Por otro lado, el piloto proporciona una entrada o señal mecánica al actuador mostrada en la figura 3.15, y, a través de los mecanismos existentes, genera una señal a la servoválvula. Esta señal es traducida de tal manera que

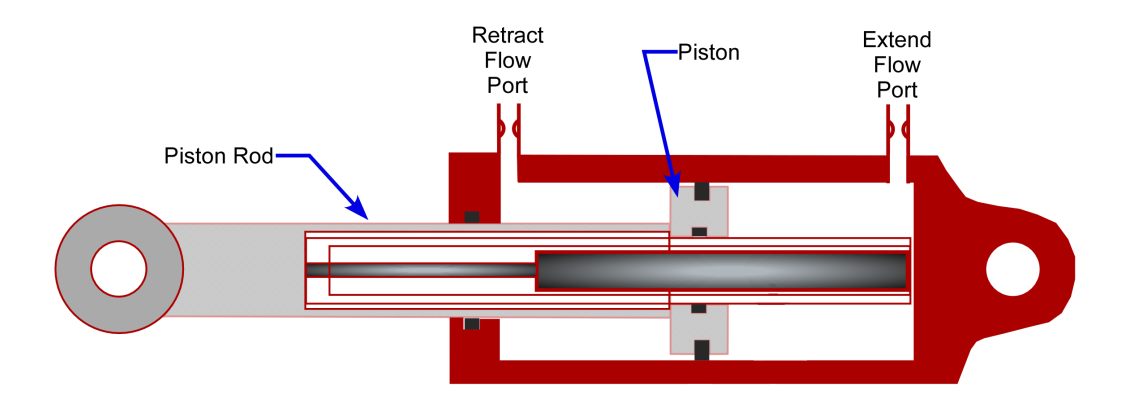


Figura 3.16: Actuador hidráulico de dos cámaras.

la servoválvula conduce al fluido hidráulico hacia una de las dos cámaras del actuador provocando el movimiento del pistón en una determinada dirección. La cámara en la cual entra el fluido se expandirá debido a la entrada y presión del fluido mientras que la otra cámara se contraerá, mostrado en la figura 3.16. En caso de que se quiera realizar el movimiento opuesto, la servoválvula conducirá el fluido hidráulico hacia la cámara opuesta del actuador para su posterior expansión. A medida que el pistón se va moviendo, se produce un "*feedback*" de dicho movimiento para que el piloto sepa en todo momento la posición del actuador o de la superficie móvil.

El avión militar *BAE Hawk* 200, introducido en los años 70, es un ejemplo de avión en el que usa este tipo de actuadores. Debido a las pequeñas dimensiones del *BAE Hawk* 200 y a la sencillez de los sistemas de actuación mecánica hacen que no merezca la pena la introducción de sistemas eléctricos para el control de dichas superficies, pudiendo ser utilizados en *spoilers* donde son controlados mejor mecánicamente que eléctricamente.

3.3.2. Actuador mecánico "*screwjack*" y "*ballscrew*"

El actuador mecánico simple es usado normalmente para alimentar superficies de control como los alerones, los elevadores o el *rudder* donde es necesario una velocidad de respuesta rápida aunque las cargas aerodinámicas sean bajas. Por otro lado, existen otras aplicaciones donde una baja velocidad de respuesta es aceptable pero la capacidad de aguantar cargas elevadas es importante. Para este tipo de situaciones, se emplean otro tipo de actuadores mecánicos llamados actuadores mecánicos "*screwjack*" y "*ballscrew*". Este sistema es usado en el estabilizador horizontal de cola del avión

(*THSA*), principalmente. Este actuador es usado para compensar el cabeceo del avión ante la variación de velocidad, con variaciones de movimientos angulares pequeños pero cargas elevadas. La figura 3.17 muestra el esquema de un actuador "*screwjack*".

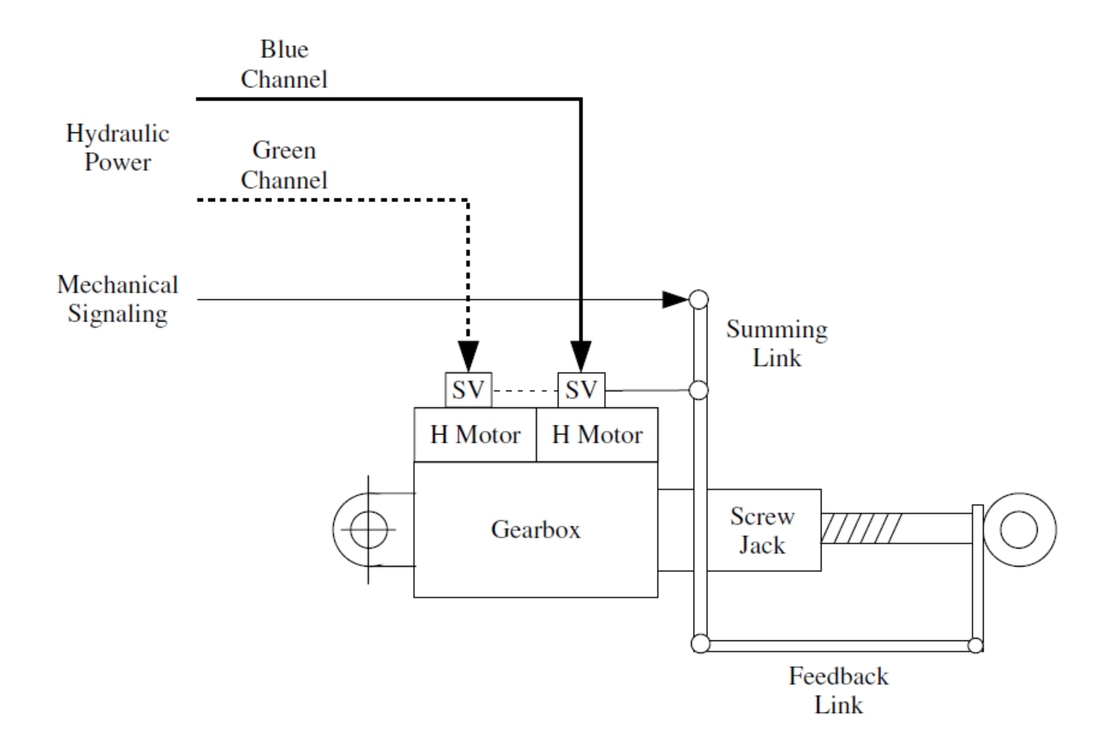


Figura 3.17: Actuador mecánico "*screwjack*".

Se puede observar que las servoválvulas son alimentadas por uno o dos sistemas hidráulicos y por una entrada o señal mecánica que provoca el funcionamiento de éstas. De esta manera, las servoválvulas modifican la presión de los motores hidráulicos que provocan el avance o retroceso del tornillo a través de la caja de engranajes, que se traduce en el movimiento de la parte móvil de la superficie de control. En todo momento, el piloto también posee un "*feedback*" de la posición del actuador.

El actuador mecánico "*ballscrew*" es idéntico al actuador "*screwjack*" con la diferencia en que el último se acciona por el movimiento del tornillo. El tornillo de bolas o "*ballscrew*" consta de un circuito de bolas que, a medida que el tornillo se mueve, las bolas van circulando por su propio circuito interno, mostrado en la figura 3.18. Posee un alto rendimiento frente actuador mecánico "*screwjack*".

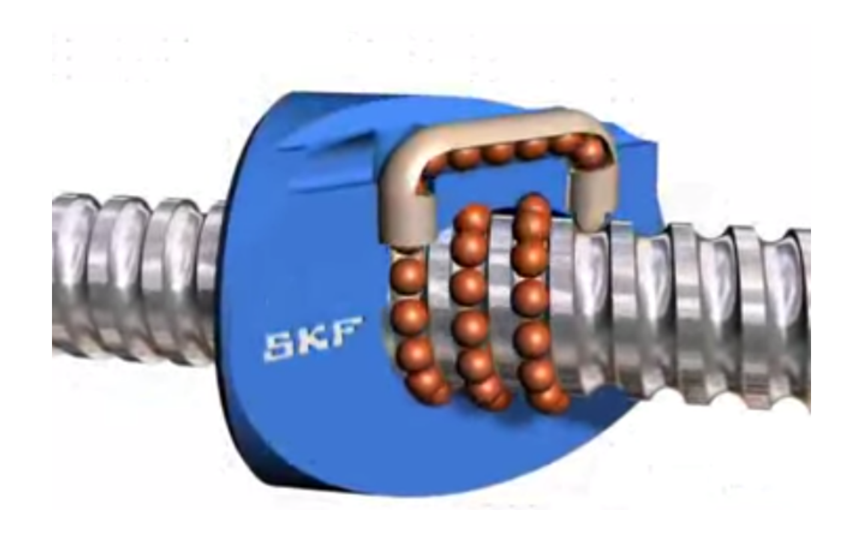


Figura 3.18: Actuador mecánico "*ballscrew*".

A continuación, en la figura 3.19, se muestra una sección de ambos actuadores mecánicos para poder observar la diferencia comentada con anterioridad.

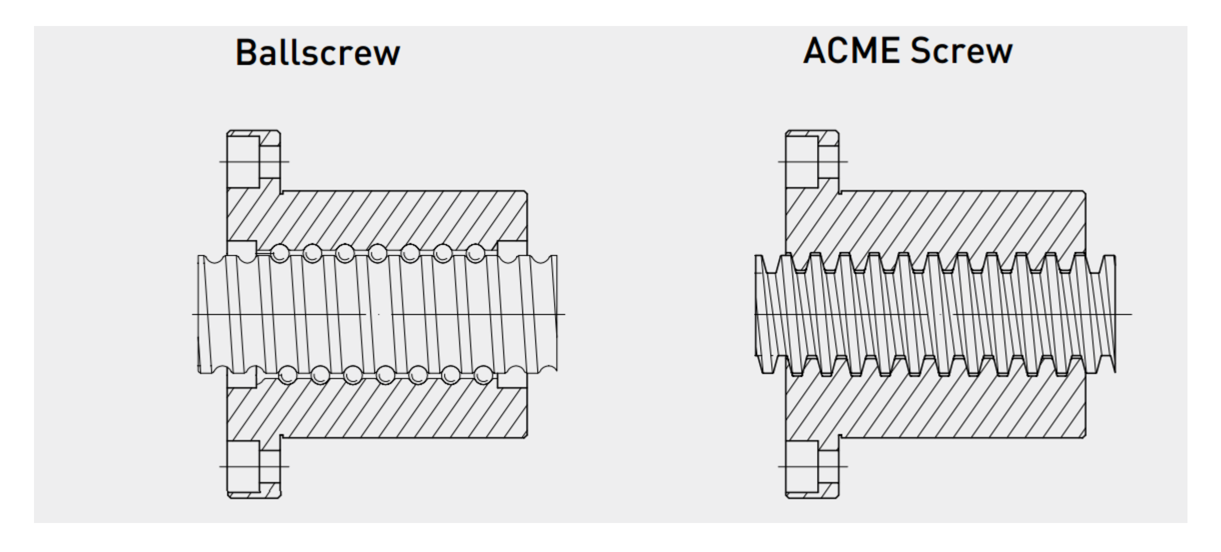


Figura 3.19: Comparación del movimiento de los actuadores "*ballscrew*" y "*screwjack*" .

3.3.3. Actuador electromecánico

Como consecuencia del interés por la eliminación del sistema de accionamiento hidráulico por sus inconvenientes y de la aparición de la tecnología "*Power-By-Wire*" PBW, se ha desarrollado el actuador electromecánico ("*Electromechanical Actuator*", EMA). Este actuador tiene la novedad de reemplazar las señales eléctricas y la energía de movimiento del actuador electro-hidrostático por una caja de cambios y un motor eléctrico para producir el movimiento de las superficies de control. Este actuador ya era utilizado para mover otros elementos del avión aunque la mejora en el rendimiento de materiales magnéticos [16], aparatos de conmutación de alta potencia que permiten el uso de técnicas de modulación de ancho de pulso y microprocesadores para el control del peso ligero del motor del actuador, que son elementos baratos y eficaces para el control, han permitido que el EMA pueda ser utilizado para el movimiento de las superficies de control de vuelo. Es la versión eléctrica del actuador "*screwjack*". A continuación, en la figura 3.20 se muestra un esquema del funcionamiento de un actuador EMA.

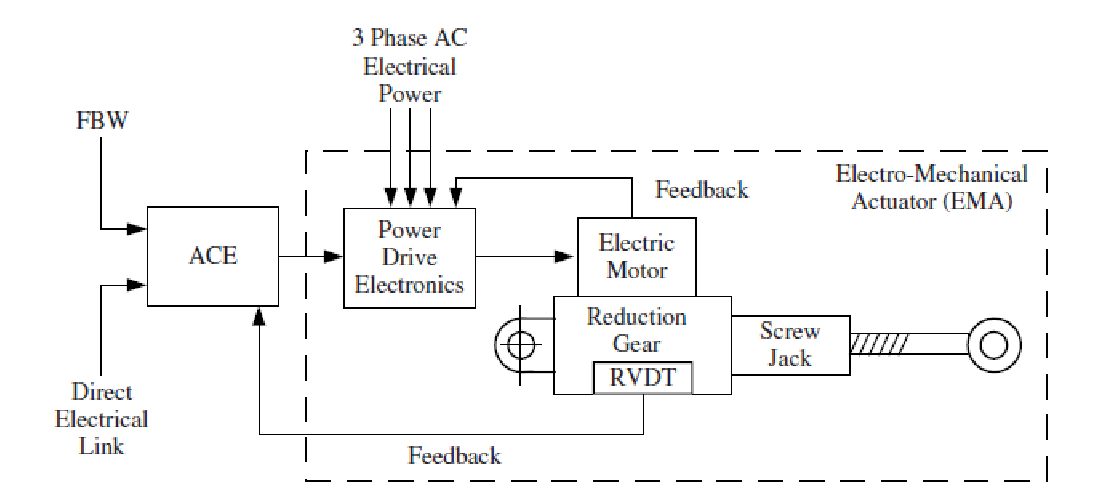


Figura 3.20: Actuador electromecánico.

Se puede observar que el funcionamiento de un actuador EMA comienza mediante una señal eléctrica o a través de comandos de la tecnología "*Fly-By-Wire*". Estos *inputs* son recogidos por la unidad de control electrónico del actuador (*Actuator Control Electronics*, ACE). A través de la alimentación de la electrónica de potencia motriz en corriente alterna trifásica, se permite obtener la energía justo en el momento que es requerida para ali-

mentar al motor eléctrico en corriente continua que mueve a un engranaje reductor. Esta caja de cambios permite, a su vez, el movimiento mecánico del tornillo "*screwjack*", extracción - retracción, para accionar el movimiento de la superficie móvil. En todo momento tanto el aparato de la electrónica de potencia motriz y la unidad de control de actuador reciben respuesta del estado y posición del motor eléctrico y de la caja de engranajes reductor respectivamente.

Este tipo de actuadores son utilizados para accionar los *flaps* o *slats* de aviones comerciales. Otra superficie de control de vuelo donde también es utilizado es en el estabilizador horizontal (THS).

La compañía de avión comercial Airbus se encuentra inmerso en un programa llamado *Covadis* donde se demuestra el potencial y el desarrollo de los actuadores electromecánicos. En el caso del avión militar Airbus A400M, posee un actuador electromecánico en el estabilizador horizontal (*Trimmable Horizontal actuator*, THSA), mostrado en la la figura 3.21.

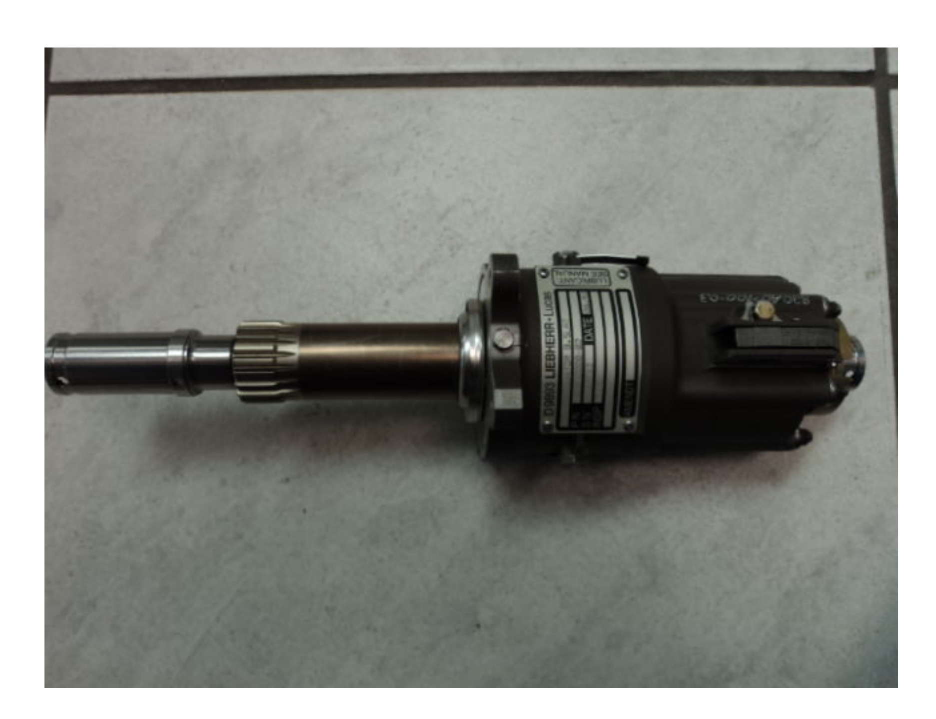


Figura 3.21: Actuador electromecánico A400M.

Para los modelos de Airbus A330 y A340, tantos los *flaps* internos como externos son accionados mediante actuadores "*screwjack*", tal y como se muestra en la figura 3.22.

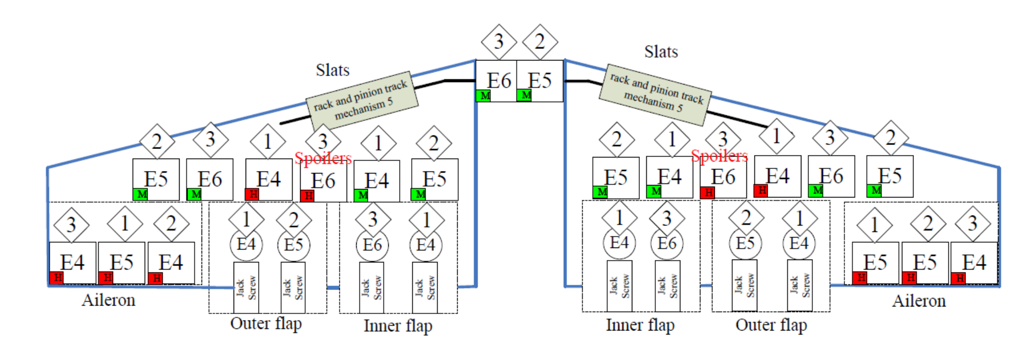


Figura 3.22: Esquema de las alas de un avión A330/A340 con sus actuadores.

Además en la figura 3.23, se muestra que los aviones A330 y A340 también utilizan el actuador electromecánico para el estabilizador horizontal señalados mediante un cuadrado verde con la inicial “M”.

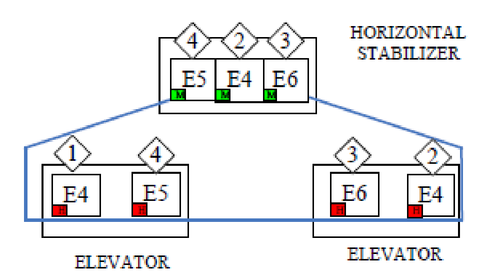


Figura 3.23: Esquema del estabilizador horizontal de un avión A330/A340 con sus actuadores.

La nomenclatura E4, E5 y E6 utilizada en las figuras 3.22 y 3.23, representan los dispositivos de control de suministro de energía hacia los actuadores de la ala izquierda o derecha.

Por último, los modelos de avión Boeing B787 y B777 utilizan actuadores electromecánicos para el *THS*, al igual que el avión Airbus A400M, y también para los *spoilers* interiores. Para el caso del Boeing B777 los *spoilers* 4 y 11 son controlados mediante comandos de cabina por cable, además tienen la función de “*speedbrakes*” para la disminución de velocidad.

3.4. Sistema de accionamiento hidráulico

Este sistema de accionamiento es el más importante de todos, ya que sin su presencia sería imposible la realización de la mayoría de tareas o funciones dentro del avión actual. Proporciona una serie de ventajas como bajo peso y volumen, alta fiabilidad o bajo mantenimiento, además de la alta flexibilidad en la instalación. Apareció en los años 30 con el desarrollo de la extracción y retracción del sistema de tren de aterrizaje en los aviones. A partir de este acontecimiento, este sistema de accionamiento se fue introduciendo para ayudar al movimiento de otras partes móviles del avión como las superficies de control de vuelo. Este sistema consiste en el uso de un fluido hidráulico bajo presión para transmitir fuerzas desarrolladas en un lugar del avión hasta otras zonas diferentes a través de los distintos elementos hidráulicos como pueden ser las bombas o válvulas. Este tipo de energía permite convertir pequeños movimientos en cabina, en grandes y costosos desplazamientos para mover las diferentes superficies móviles del avión.

Este sistema hidráulico es utilizado por los diferentes fabricantes de aviones para las siguientes importantes funciones dentro del mismo:

- Operaciones de control de vuelo primario y secundario.
- Extracción y retracción del tren de aterrizaje y las puertas asociadas.
- Operación de frenado de ruedas.
- Dirección de ruedas.
- Retracción y extensión de la turbina de aire (*Ram Air Turbine*, RAT).
- Operaciones de los sistemas de actuación en la rampa y puertas.

En función del tipo de avión del que se trate habrá que añadir otras funciones más que se realicen con sistemas hidráulicos.

En la figura 3.24 se muestra el funcionamiento básico de un sistema hidráulico junto con los distintos elementos instalados en el sistema.

En la imagen anterior se puede observar que la bomba hidráulica del sistema está conectada a la caja de engranaje del motor para que, mediante la transferencia de energía, el fluido fluya a una determinada presión a través de los conductos del avión. En el circuito hidráulico también se encuentran diferentes elementos como acumuladores, un depósito, filtros, intercambiadores

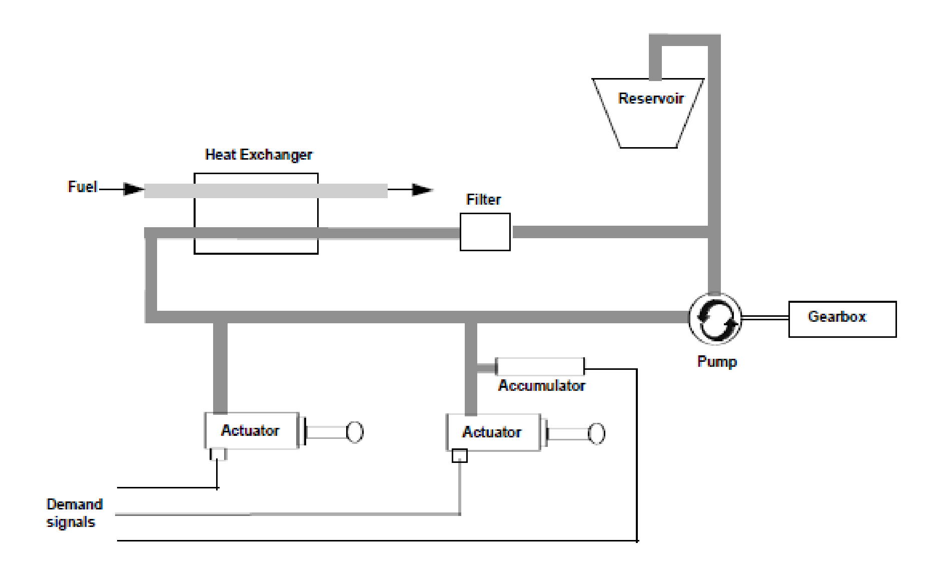


Figura 3.24: Esquema básico del sistema hidráulico de un avión.

de calor y diferentes válvulas que controlan el flujo del líquido hidráulico.

Por un lado, el acumulador se encarga de absorber los excesos de presión del sistema o proporcionar picos de presión si el sistema trabaja con niveles de presión inferiores a los estipulados. El depósito tiene como objetivo almacenar el fluido hidráulico a una cierta presión y temperatura, en condiciones óptimas para su uso. Por otro lado, el filtro se encarga de eliminar aquellas partículas que puedan dañar las tuberías del sistema hidráulico y el intercambiador de calor que permite mantener el fluido a temperaturas adecuadas. Por último, están las válvulas que regulan el desplazamiento del líquido hidráulico. Entre ellas, se encuentran la válvula de liberación que permite una salida al sistema ante aumentos excesivos en la presión del mismo, y la válvula de selección que permite controlar la dirección de movimiento del fluido.

Los diferentes fluidos utilizados en este tipo de sistema de accionamiento pueden ser:

- Tipo vegetal: Eran usados en sellos naturales de goma en aviones antiguos. Actualmente han sido reemplazados por los de tipo sintético.

- Tipo mineral: Líquido de color rojo y tiene una operatividad entre los -54 grados Celsius y los 135 grados Celsius. De baja viscosidad y poco cambiante ante cambios en la temperatura, también es inhibidor de la corrosión.

Se suelen usar en la carga de amortiguadores o frenos.

- Tipo sintético: Color morado y menos inflamable que los fluidos de origen mineral aunque poseen tres grandes inconvenientes como son su precio, la admisión de sólo un tipo de elastómero (etilo-propileno) en las juntas de estanqueidad del sistema y la degradación de plásticos o pinturas. Existe un tipo de líquidos sintéticos, conocido como *Skydrol* y usados, por ejemplo, en el avión militar A400M, cuyo color es verde o ámbar que degrada de manera importante los cables o sus aislantes en caso de fugas.

3.4.1. Ejemplo A400M

El avión militar A400M, posee dos circuitos hidráulicos, el circuito azul y el circuito amarillo. Ambos circuitos operan simultáneamente aunque no puede existir transferencia de líquidos entre estos dos circuitos, son independientes. Están construidos de manera simétrica el uno del otro en el avión respecto al eje longitudinal del mismo. El circuito azul recorre toda la parte izquierda del avión mientras que el circuito amarillo se encuentra de manera simétrica en el otro lado del avión y ambos se encargan del accionamiento de las diferentes partes del avión. Cada sistema está compuesto de:

- Depósito hidráulico.
- Dos bombas ubicadas en el motor (*Engine Driven Pumps*, EDP).
- Bomba eléctrica accionada por motor a frecuencia constante.
- Acumulador.
- Válvulas de prioridad.
- Válvulas corta-fuego.
- Unidad de control de sistema hidráulico.

A continuación, en la figura 3.25 se muestra una imagen simplificada de los circuitos hidráulicos azul y amarillo del avión A400M junto con los elementos principales instalados en el sistema.

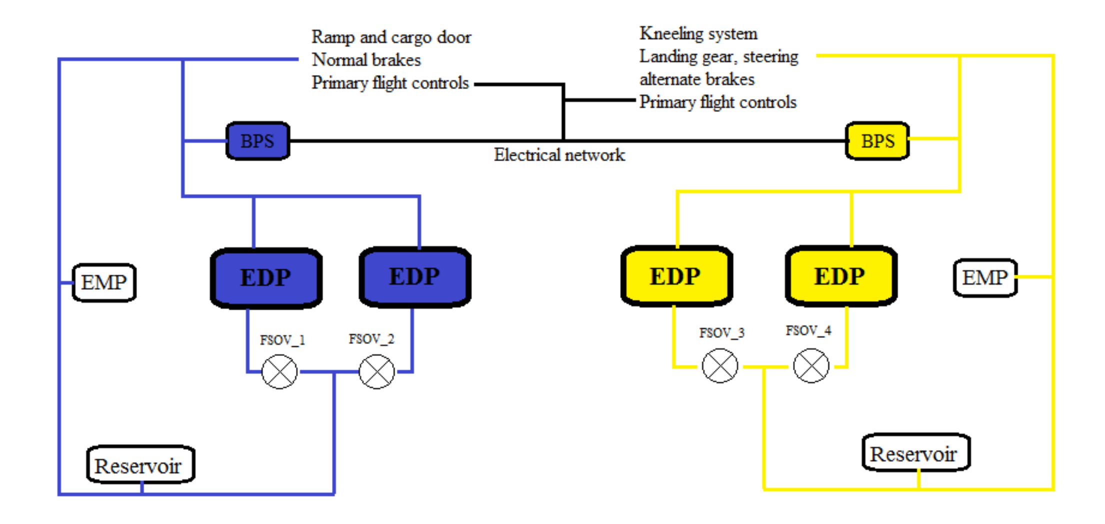


Figura 3.25: Esquema básico del sistema hidráulico del A400M.

El fluido hidráulico que recorre estos dos circuitos es de origen sintético, conocido como *Skydrol* y es presurizado a 3000 psi por 4 bombas ubicadas cada una en cada motor (*Engine Driven Pump* (EDP)) que convierte la energía mecánica en energía hidráulica. Las bombas EDP 1 y 2 corresponden al circuito azul y las bombas 3 y 4 al circuito amarillo. También posee un intercambiador de calor para mantener la temperatura del fluido dentro de los rangos operativos del sistema. A la salida de cada motor, existe también una válvula de corte (*Fire Shut Off Valve*, FSOV) para cortar el suministro de fluido desde el motor al resto del circuito en caso de incendio y evitar su propagación por el circuito hidráulico. Por otro lado, existen también válvulas de prioridad que reducen o eliminan el flujo hidráulico para los consumidores no esenciales y proporcionan mayor cantidad de fluido a presión a los controles de vuelo primario. También se encuentra instalado un depósito hidráulico de aire a presión en cada circuito. Todo ello es controlado y monitorizado por un equipo llamado Unidad de control de sistema hidráulico (*Hydraulic System Management Unit*, HSMU), uno por circuito.

Resaltar también que la energía hidráulica de los circuitos azul o amarillo están disponibles para suministrar energía eléctrica a los ordenadores de controles de vuelo en caso de fallo eléctrico mediante los suministradores de energía de respaldo (*Backup Power Supplies*, BPS).

Para el caso de generación de energía hidráulica auxiliar se disponen de dos bombas eléctricas (*Electrical Motor Pump*, EMP), una en cada parte del circuito capaz de dar la presión requerida del sistema y sólo está disponible

para su uso en tierra.

Uno de los principales usos de este sistema de accionamiento está destinado para los controles de vuelo primarios que permiten el movimiento de los actuadores electro-hidrostáticos (*Electro-hydrostatic actuator*, EHA) utilizado en los *spoilers* y actuadores de respaldo electro-hidráulicos (*Electrical Back-up Hydraulic Actuators*, EBHA) instalado en uno de los *spoilers* de cada ala.

3.4.2. Ejemplo A320

Para el caso del avión comercial Airbus A320, el sistema hidráulico consta de 3 circuitos diferentes: circuitos azul, amarillo y verde [17]. Son sistemas independientes unos de otros y no es posible la transferencia de fluido hidráulico desde un sistema a otro. El fluido se encuentra presurizado a 3000 psi, o a 2500 psi cuando la RAT se encuentra funcionando. Cada circuito posee su propio depósito hidráulico. A continuación en la figura 3.26 se muestra una imagen con cada uno de los circuitos hidráulicos del Airbus A320 junto con sus elementos de uso y los sistemas a los que alimenta.

El sistema verde es presurizado por una bomba ubicada en el motor, mientras que el sistema azul es presurizado por una bomba eléctrica o, en el caso de emergencia, es presurizado por una bomba alimentada por la entrada de aire en la turbina de emergencia (RAT). Por otro lado, el sistema amarillo es presurizado por una bomba ubicada en el otro motor del avión y una bomba eléctrica que permite presurizar dicho sistema en tierra mientras los motores están parados [18].

También existe una unidad (*"Power Transfer Unit"*, PTU) que permite la presurización del sistema amarillo mediante el sistema verde y viceversa. El sistema entra en acción cuando la diferencia de presión entre ambos sistemas es mayor que 500 psi. Por tanto, en caso de fallo en alguno de los dos sistemas hidráulicos, el restante será el encargado de presurizar el otro mediante la PTU, en el caso de existir fallos en ambas bombas o pérdida total de energía, la hélice de emergencia RAT será la encargada de presurizar el sistema azul.

3.4.3. Ejemplo B777

Por último, otro ejemplo de sistema hidráulico es el del Boeing B777. En este caso, el avión consta de 3 circuitos hidráulicos, circuito derecho, izquierdo y central presurizados a 3000 psi, tal y como se muestra en la figura 3.27.

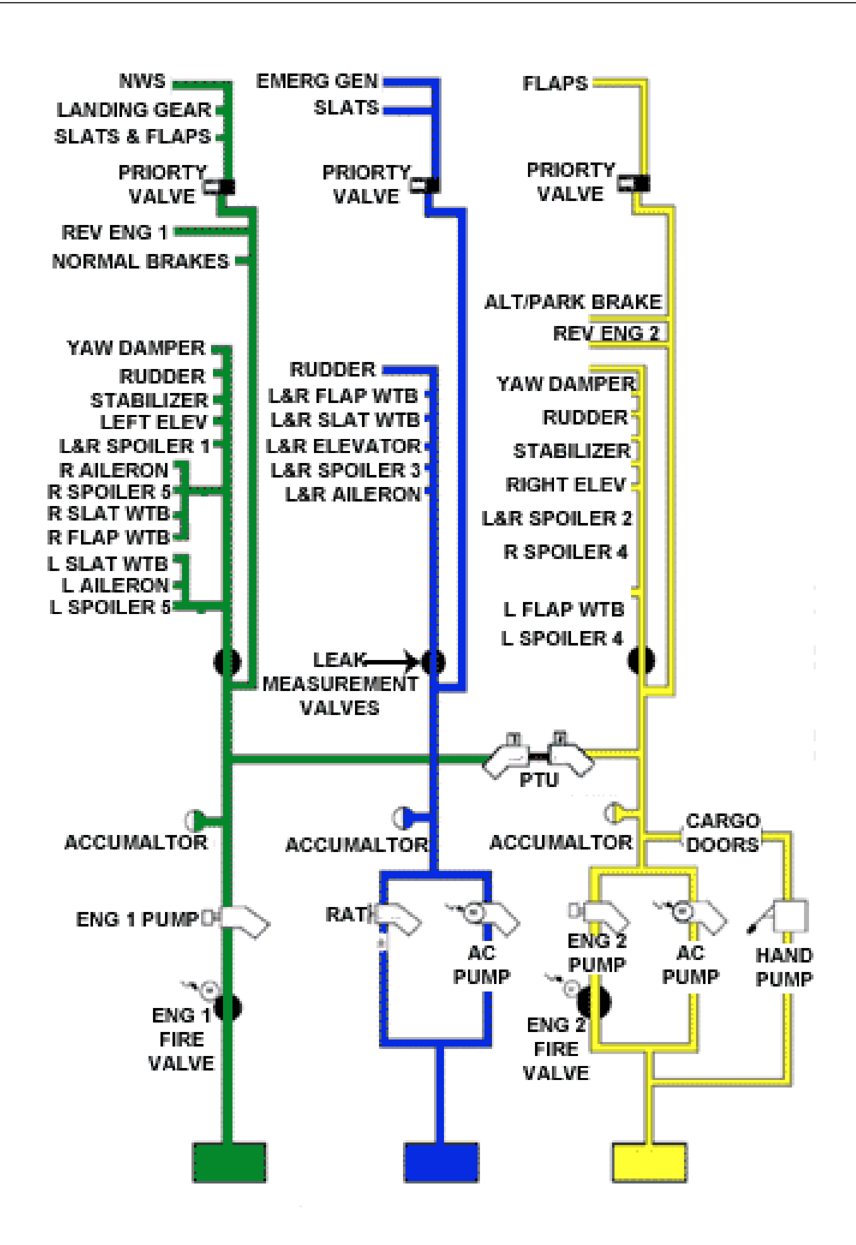


Figura 3.26: Sistema hidráulico del avión A320.

Los sistemas derecho e izquierdo son presurizados por dos bombas colocadas cada una en cada motor del avión, además de contar con dos bombas más, alimentadas por dos motores en C.A. (*"A.C. Motor Pump"*, ACMP) [19]. Para el caso del sistema central, éste es presurizado por dos bombas alimentadas por los dos motores en C.A. y por dos bombas alimentadas por una turbina de aire (*"Air Driven Pump"*, ADP). En el caso de emergencia, la

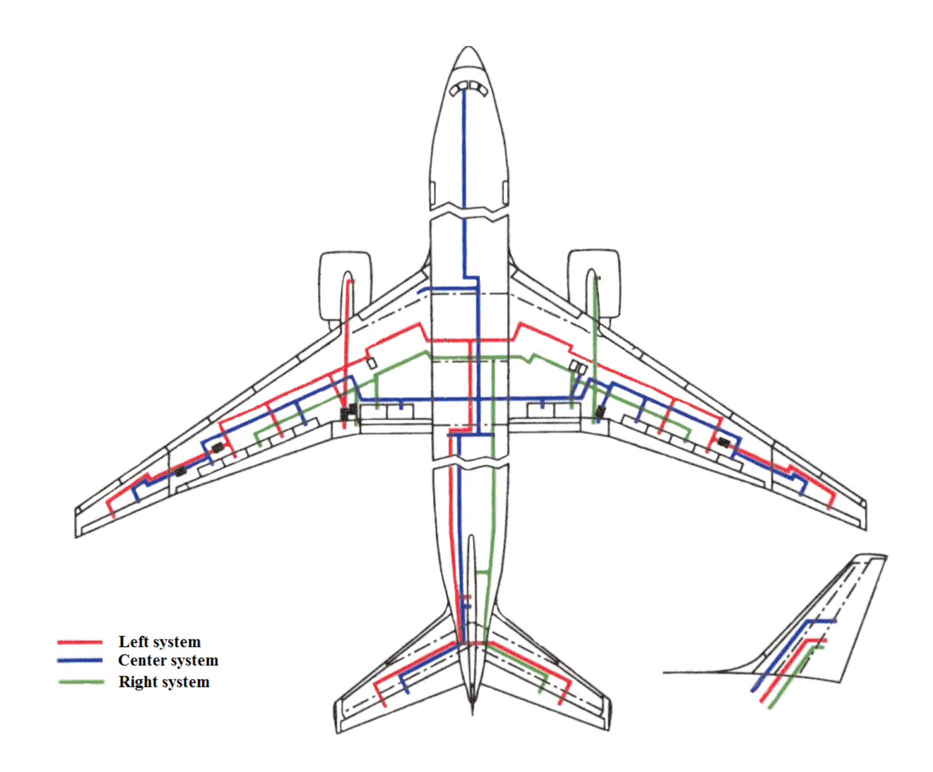


Figura 3.27: Recorrido de los tres circuitos hidráulicos del avión B777.

energía hidráulica será suministrada por la turbina de aire, RAT, al sistema central del avión. A continuación, en la figura 3.28 se muestra un esquema de los tres circuitos hidráulicos del avión Boeing B777.

Los sistemas derecho e izquierdo son funcionalmente iguales, el sistema derecho alimenta a los controles de vuelo, al sistema de empuje inverso derecho y al sistema de frenos normales, mientras que el sistema izquierdo alimenta a los controles de vuelo y al sistema de empuje inverso izquierdo. El sistema central proporciona energía al tren de aterrizaje principal y delantero, al sistema de frenos alternativo y al sistema de control de vuelo junto con *slats* y *flaps*.

3.4.4. Actuadores EHA y EBHA

Este sistema de accionamiento hidráulico alimenta a los actuadores de las superficies de vuelo entre los que se pueden destacar en este apartado al actuador electro-hidrostático (EHA) y al actuador de respaldo electro-hidráulico (EBHA).

Debido a las investigaciones y desarrollos acaecidos a finales de los años

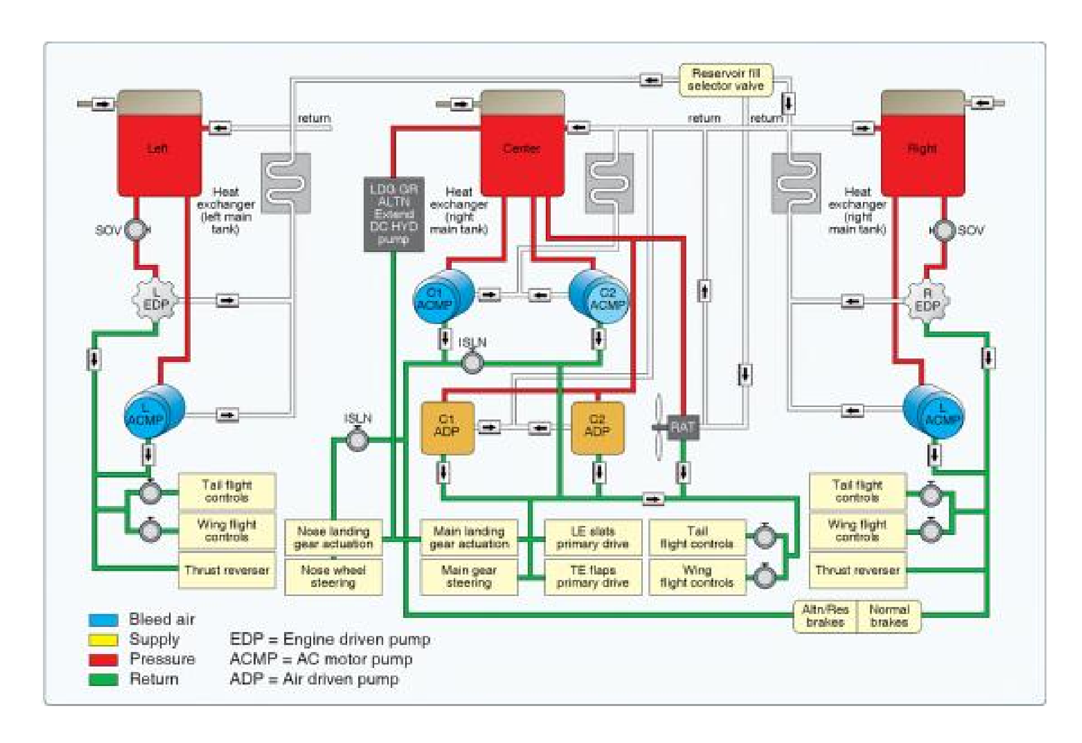


Figura 3.28: Esquema de los tres sistemas hidráulicos del avión B777.

70, sumado a la aparición de la tecnología de "*Power by Wire*" y al deseo de la reducción en coste, fiabilidad mantenimiento y peso de los aviones fueron apareciendo los primeros actuadores electro-hidrostáticos que cumplían con los requisitos más estrictos a fin de poder ser utilizados en la aviación sin ningún tipo de problemas [20]. El primero de ellos fue el EHA cuyo esquema de funcionamiento aparece en la figura 3.29.

El EHA apareció también por la necesidad de administrar la energía de manera más eficiente ya que el actuador solo obtiene dicha energía de alimentación cuando es necesario activar el mismo, en caso contrario, el actuador permanecerá en reposo. El EHA consigue esta administración de energía gracias al uso de la energía alterna trifásica.

Cuando el piloto desea mover una superficie de control de vuelo, por ejemplo un *spoiler*, el piloto manda una señal eléctrica a través de la electrónica de control del actuador y éste le manda la señal a la unidad de potencia electrónica. Ésta recibe la energía necesaria mediante la energía alterna trifásica y es enviada al motor de velocidad variable para accionarlo. El motor manda una señal de regreso a la unidad de potencia electrónica para que se conozca en todo momento si el nivel de energía eléctrica para mover el motor es el

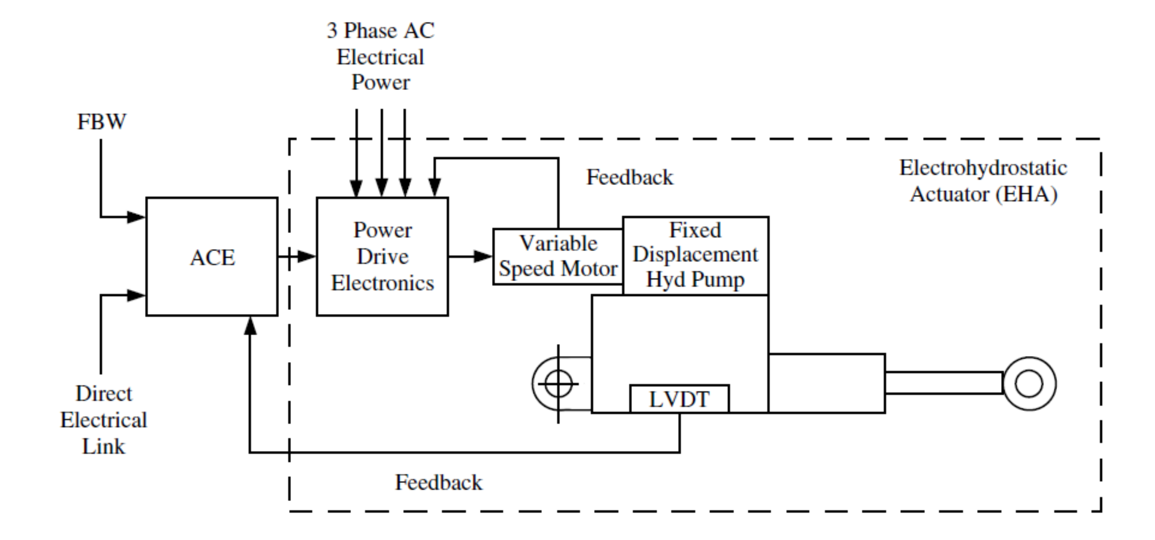


Figura 3.29: Esquema de un actuador electro-hidrostático (EHA).

correcto. En la siguiente imagen, figura 3.30 se puede apreciar dicho proceso en el lado derecho superior del actuador.

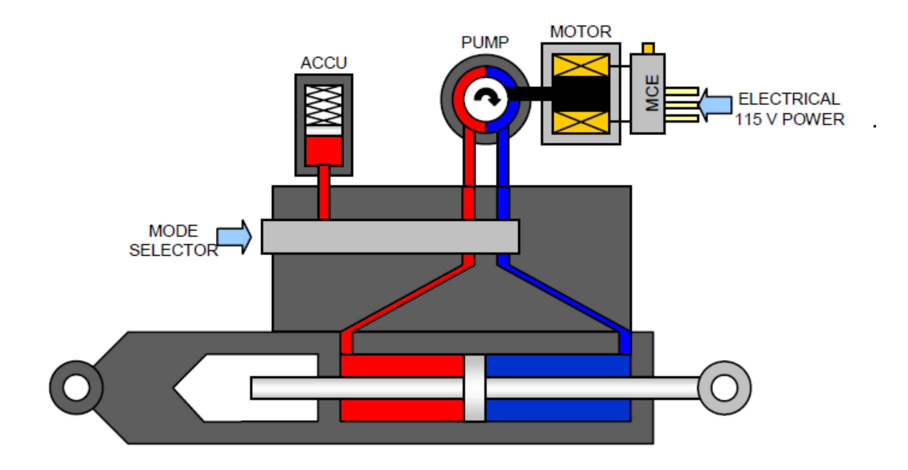


Figura 3.30: Actuador electro-hidrostático (EHA).

Una vez que la bomba hidráulica es accionada, ésta hace fluir el líquido hidráulico por el circuito rojo o azul representado en la imagen anterior, en función de si es necesario mover el pistón a la derecha o a la izquierda. Una

vez que el actuador deja de ser utilizado, la demanda de energía desaparece y, de esta manera, se consigue un ahorro de energía considerable.

En función del tipo de desplazamiento de la bomba hidráulica o del tipo de motor se puede hablar de diferentes actuadores EHA. Los diferentes tipos de actuadores EHA son, o con desplazamientos en bombas fijos y velocidad de motor variable (FPVM-EHA), o actuadores EHA con desplazamientos en bombas variables y velocidad de motor fijo (VPFM-EHA), siendo el más común de todos, o bien actuadores EHA con desplazamientos en bombas variables y velocidad de motor variable (VPVM-EHA) [21] y [22].

Este actuador es usado por una gran cantidad de aviones tanto comerciales como militares siendo el caso del Airbus A380 [23] en los alerones, A350 o A400M en los alerones o elevadores, también es usado por el F-18 o F-35. A continuación se muestra un actuador EHA del modelo Airbus A350.



Figura 3.31: Actuador electro-hidrostático (EHA) del *spoiler* del A350.

Por otro lado, se encuentra el actuador EBHA que consiste en un actuador híbrido que emplea tanto la energía hidráulica como la energía eléctrica. Es un actuador de respaldo que, en caso de trabajar en condiciones normales, funciona como un actuador hidráulico convencional alimentándose del fluido hidráulico utilizado en el avión. En caso de trabajar en condiciones de fallo del sistema hidráulico central, el actuador EBHA posee un sistema de respaldo, un motor eléctrico y una bomba de doble sentido para realizar el movimiento del pistón. Este último sistema es encendido gracias a las señales eléctricas de control de cabina y, partir de ese momento, funcionará como un actuador EHA. A continuación en la figura 3.32 se muestra la imagen de los diferentes elementos que componen un actuador de respaldo EBHA.

Se puede observar en la anterior imagen como existe un modo selección ("*Mode Selector*") para que el actuador funcione como actuador hidráulico

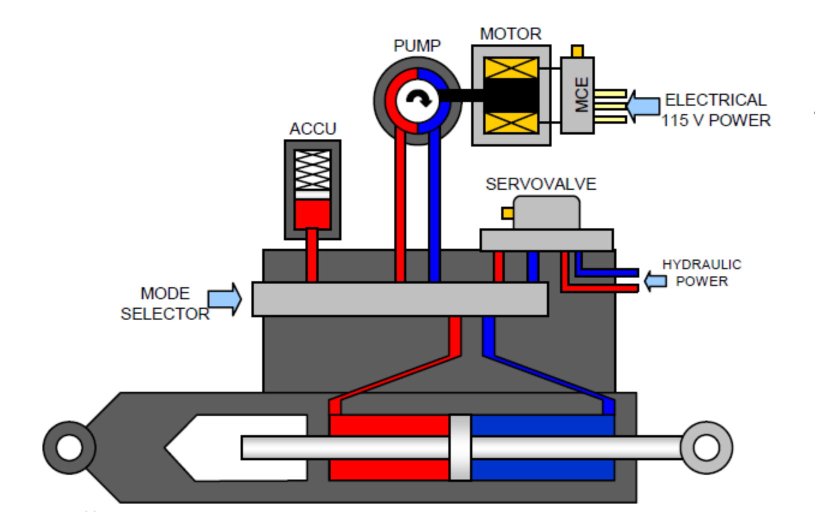


Figura 3.32: Esquema de un actuador de respaldo electro-hidráulico (EBHA).

convencional o como EHA. En el caso de funcionar como actuador convencional, existe una servoválvula que regula el fluido hidráulico que debe entrar en las cámaras entre las que se desplaza el pistón para conseguir el movimiento de la superficie móvil. En el momento en el que el modo de actuación cambie, el actuador trabajará como EHA. En este caso se usará el sistema ubicado en la parte superior derecha del actuador: la bomba hidráulica junto con el motor eléctrico.

Este tipo de actuadores se pueden encontrar en el *rudder* o *spoilers* del Airbus A380 o del A400M. En la figura 3.33 se muestra uno de los actuadores EBHA ubicado en uno de los *spoilers* del A400M.

3.5. Sistema de accionamiento eléctrico

Este último sistema de accionamiento nace gracias a la investigación, desarrollo y avance de las tecnologías, en concreto de la electrónica de potencia, y de la aparición de la gran cantidad de equipos dependientes de los sistemas eléctricos, además del deseo de realizar un avión completamente eléctrico, "*All-Electric Aircraft*".

En la figura 3.34, se muestra una gráfica donde se pone de manifiesto la gran demanda de energía en los aviones más modernos gracias a la progresiva implantación del sistema de accionamiento eléctrico.

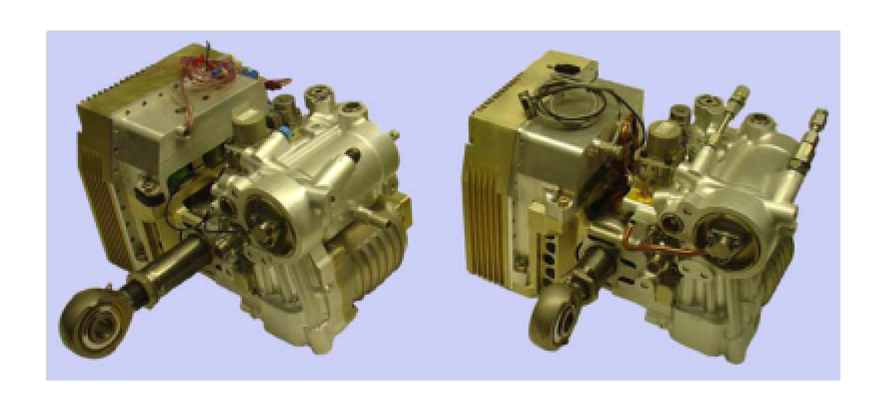


Figura 3.33: Actuador de respaldo electro-hidráulico (EBHA) del *spoiler* del A400M.

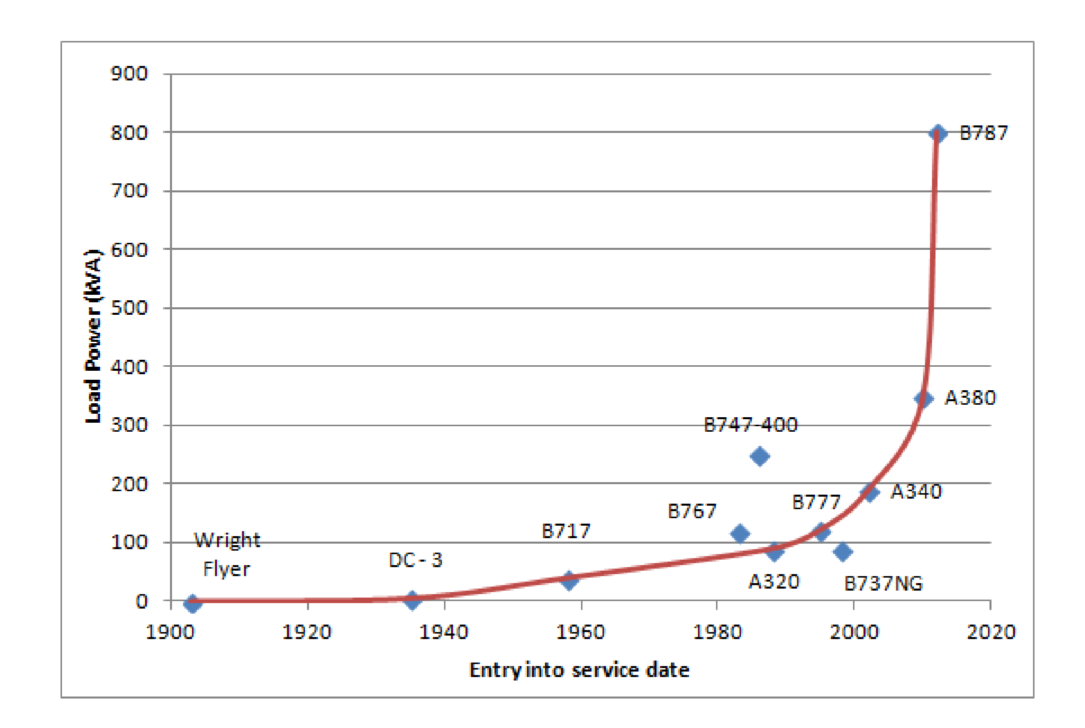


Figura 3.34: Evolución de la demanda de energía en función del tiempo.

La configuración "*All-Electric Aircraft*" se conseguirá realizando una progresiva implantación de los sistemas eléctricos en el avión y de aquí surge el término "*More-Electric Aircraft*", debido a las grandes dificultades que se presentan para realizar un cambio radical en todos los sistemas del avión.

Por tanto, la definición de este último concepto implica el incremento paulatino del sistema de accionamiento eléctrico frente a los sistemas neumático, hidráulico y mecánico.

Por otro lado, en esta gráfica se deja patente el incremento de energía demandada por los aviones a medida que se acercan al siglo XXI. Debido a esta gran demanda, es importante destacar la necesidad de aumentar la capacidad de generación de energía y los niveles de tensión y de disponer de más de un generador por motor. Estos nuevos niveles de tensión serán de 270 V en corriente continua, o de 405 V (frecuencia variable) o 200 V en corriente alterna, además de contar con los ya tradicionales niveles de 28 V en C.C. y 115 en C.A. Todo ello hizo pensar en sistemas híbridos de C.C. y C.A. con diferentes niveles de tensión junto con rectificadores C.A.-C.C., inversores C.C.-C.A. o convertidores C.C.-C.C. [24].

A finales de los años 80, la NASA realizó una serie de estudios llamados *Integrated Digital Electrical Airplane* (IDEA) acerca de las posibles ventajas en la configuración "*More-Electric Aircraft*" [25]. Entre otros, se estudiaron a fondo la tecnología del control de vuelo y sus formas de accionamiento, la manera de extraer la energía del motor o sistemas de avanzados de obtención de energía eléctrica.

La introducción de esta nueva configuración de avión posee una gran cantidad de ventajas como la eliminación del sistema hidráulico, proporcionando mejoras de fiabilidad, vulnerabilidad y reduciendo costes de mantenimiento; el arranque de motores de manera eléctrica y la sustitución del sistema neumático para el sangrado de aire de los motores por el sistema eléctrico. Aun así, el gran reto a superar en esta configuración es el enorme peso de los componentes eléctricos instalados en el avión.

El esquema básico de un sistema eléctrico de corriente alterna instalado en un avión consta de las partes mostradas en la figura 3.35.

En esta imagen, se muestra el generador de energía eléctrica con su unidad de control (*Generator Control Unit*, GCU), la distribución de energía primaria a altos niveles de tensión, los rectificadores para el paso de corriente alterna a continua y las cargas secundarias a menores niveles de tensión [26].

Los sistemas de corriente alterna producen una onda sinusoidal a un voltaje y frecuencia determinados. La mayoría de los sistemas de corriente alterna son sistemas trifásicos equilibrados con la configuración estrella, obteniendo una tensión de línea de 200 V o tensión de fase de 115 V a 400 Hz. Por otro lado, los sistemas de corriente continua utilizan generadores regulados para suministrar una tensión continua de 28 V y, recientemente, también a niveles de tensión de 270 V. Todo ello, gracias al uso de rectificadores que convierten

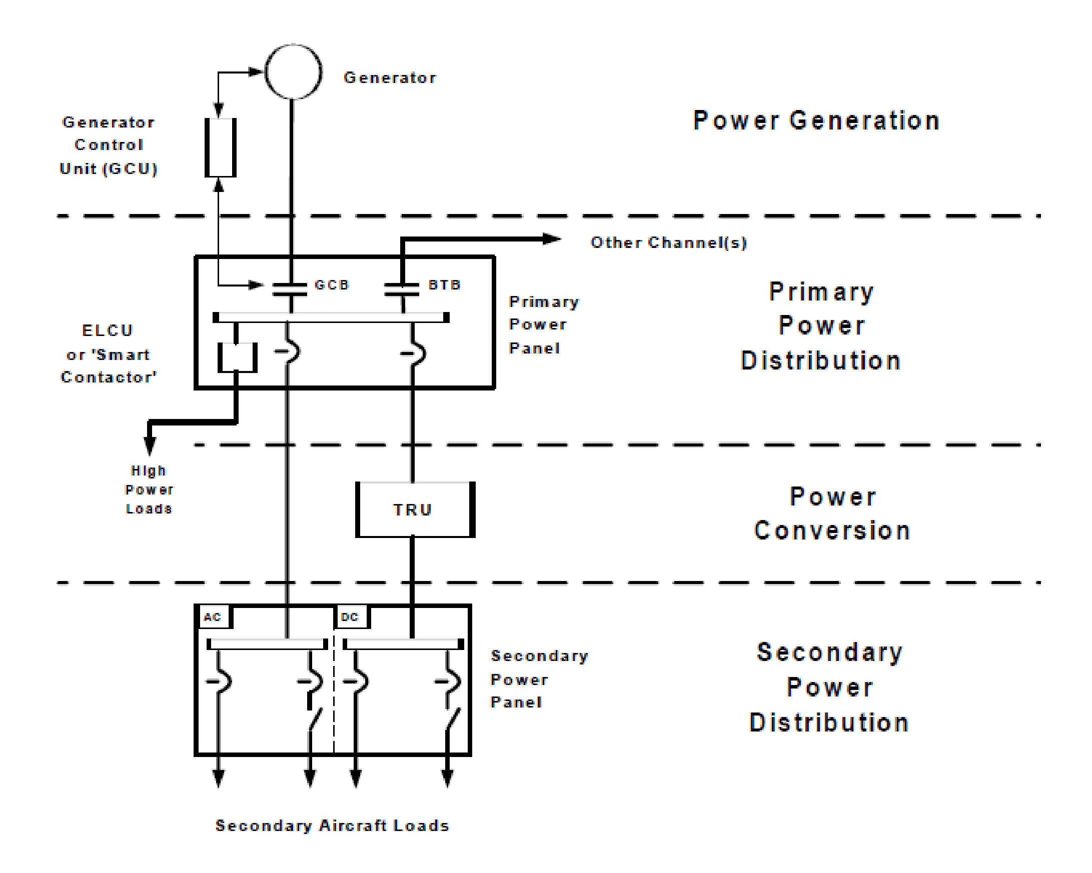


Figura 3.35: Sistema eléctrico de un avión.

la tensión sinusoidal alterna en continua.

Las diferentes fuentes de generación de energía eléctrica en los aviones son:

- Sistema de generación a velocidad constante.
- Sistema de generación a frecuencia variable.
- Sistema de generación a velocidad variable y frecuencia constante.
- Unidad de energía auxiliar.
- Sistemas de emergencia.
- Unidad de energía en tierra.

Sistema de generación a velocidad constante

Este tipo de accionamiento de motor es el más usado por los aviones convencionales durante muchos años. Este sistema consta de una caja de engranajes para asegurar que la velocidad del generador sea constante (*Constant Speed Drive*, CSD) independientemente de la velocidad del motor. Al ser la frecuencia directamente proporcional al número de polos y a la velocidad del generador, y conseguir que ésta última sea constante, la frecuencia también lo será. La salida de este sistema de generación proporciona una tensión de 115V en corriente alterna a una frecuencia constante de 400Hz. El principal inconveniente de este método es el alto nivel de costo y de mantenimiento que necesita. En la figura 3.36 se muestra un esquema de este sistema de generación.

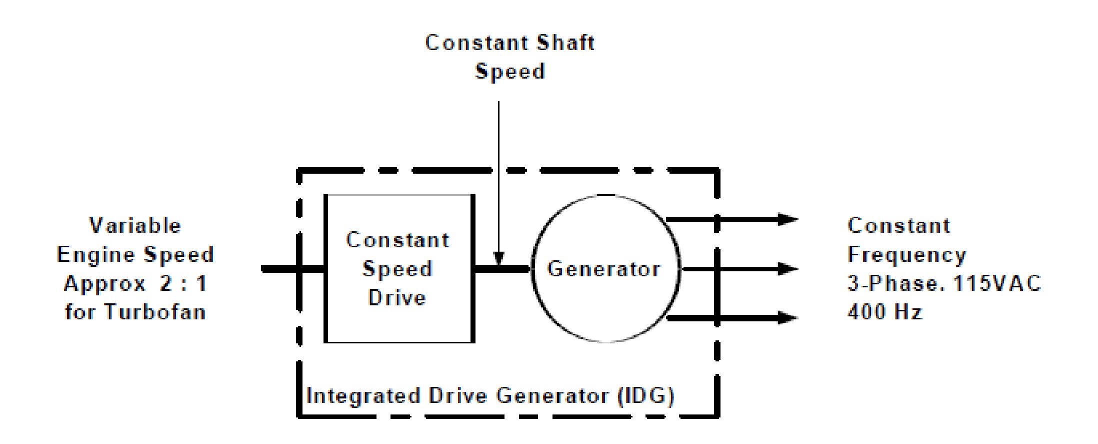


Figura 3.36: Esquema del sistema de generación a velocidad constante.

Este tipo de sistemas es usado por la mayoría de aviones comerciales como el Boeing B777 o el Airbus A320 o A340.

Sistema de generación a frecuencia variable

El sistema de frecuencia variable, también conocido como frecuencia libre, es la forma más sencilla y fiable para generar energía eléctrica. Este tipo de sistemas consta de un generador directamente conectado al eje del motor. La salida de este tipo de sistemas está regulada a 115V en corriente alterna con una frecuencia que oscila entre los 380 Hz – 720 Hz. Últimamente, la salida

de este tipo de sistemas ha permitido ser duplicada al doble (230V/400V) en corriente alterna. Las principales ventajas son el pequeño tamaño, peso, volumen y coste comparado con los otros sistemas de generación, aunque tiene el inconveniente de que posee impactos o efectos en otros sistemas del avión que son sensibles a las variaciones de frecuencia.

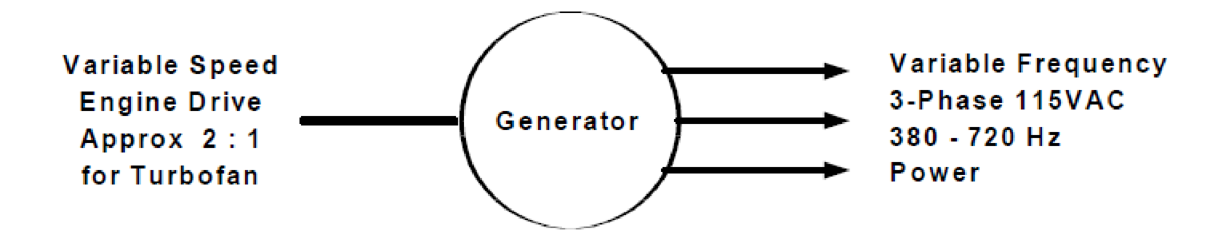


Figura 3.37: Esquema del sistema de generación a frecuencia variable.

Este sistema de generación es usado por los aviones comerciales de la familia Airbus, A380 y A350.

Sistema de generación a velocidad variable y frecuencia constante

En muchas aplicaciones aeronáuticas, se necesita disponer de una potencia eléctrica de frecuencia, ya sea fija o variable, pero de distinta característica a la suministrada por el generador. Por tanto, se debe colocar un dispositivo entre el generador y la carga, de manera que se transforme la energía eléctrica cambiando su frecuencia según sea necesario. Este sistema de generación (*Variable Speed Constant Frequency*, VSCF) posee una velocidad de salida variable y, por tanto, la frecuencia también es variable, además de ser a frecuencias superiores a las deseadas. Para suministrar una tensión en alterna a frecuencia constante (400 Hz) se utilizan cicloconversores, o un circuito intermedio de continua tal y como se muestra en la figura 3.38.

Circuito intermedio de continua o *DC link*: Para el caso del circuito intermedio de continua, la energía extraída del generador es convertida en continua, normalmente a niveles de tensión de 270 V, para, después, ser convertida en energía alterna trifásica.

Cicloconversores: Es otra forma de convertir los niveles de tensión y frecuencia elevadas a otros niveles menores, figura 3.39. Consiste en generar

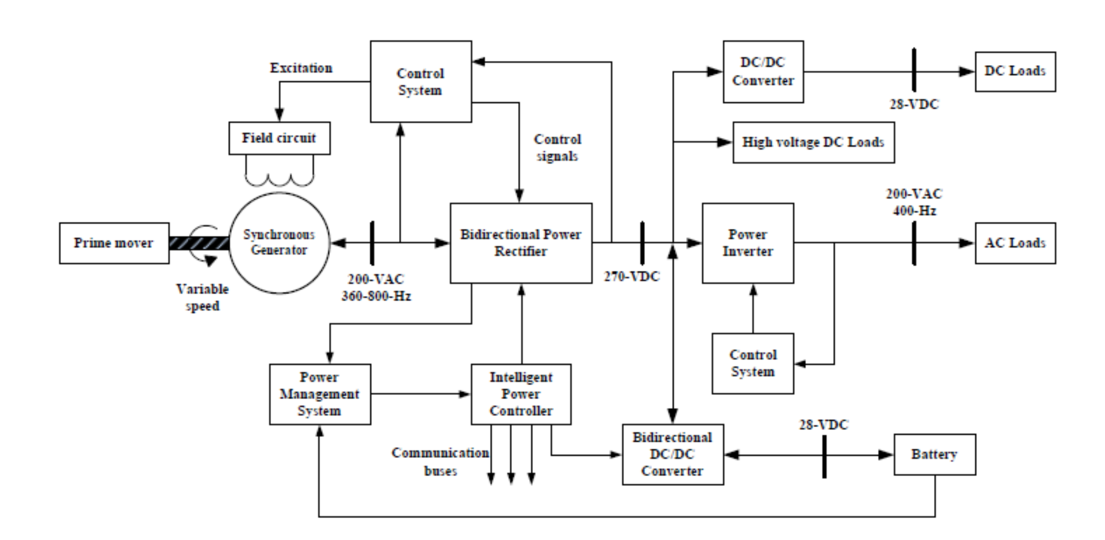


Figura 3.38: Esquema del sistema de generación a velocidad variable y frecuencia constante.

seis fases a alta frecuencia a partir de las tres fases de salida del generador y mediante combinación de ellas generar la frecuencia deseada de salida (400 Hz). Este sistema es mucho más eficiente que el sistema de frecuencia libre o que el sistema de *DC link*, aunque requiere un control mucho más sofisticado.

Este último sistema de generación de energía es utilizado por la compañía Boeing en los aviones B737 y B777 para la modalidad de *DC link* y los aviones militares F-18, U-2 o el F-117A con la opción de los cicloconversores.

En la figura 3.40, se muestra una imagen donde queda representada la evolución de estos diferentes sistemas de generación anteriormente comentados junto con los cuatro distintos niveles de tensión: 230V C.A., 115V C.A., 28V C.C. y 270V C.C. [27].

Otro sistema de generación de energía es la unidad auxiliar de energía (*Auxiliar Power Unit*, APU), que es usada como una unidad de energía de respaldo en caso de que fallen algunos de los generadores que hay en uso. Además es usada también en el mantenimiento en tierra y para el arranque de los motores. Esta unidad produce una tensión alterna trifásica de 200V a 400Hz.

Además, los aviones más modernos cuentan con otra fuente de energía de emergencia que es usada en caso de que la APU falle. Esta fuente es una turbina movida por el paso del aire, almacenada en la parte delantera o en las

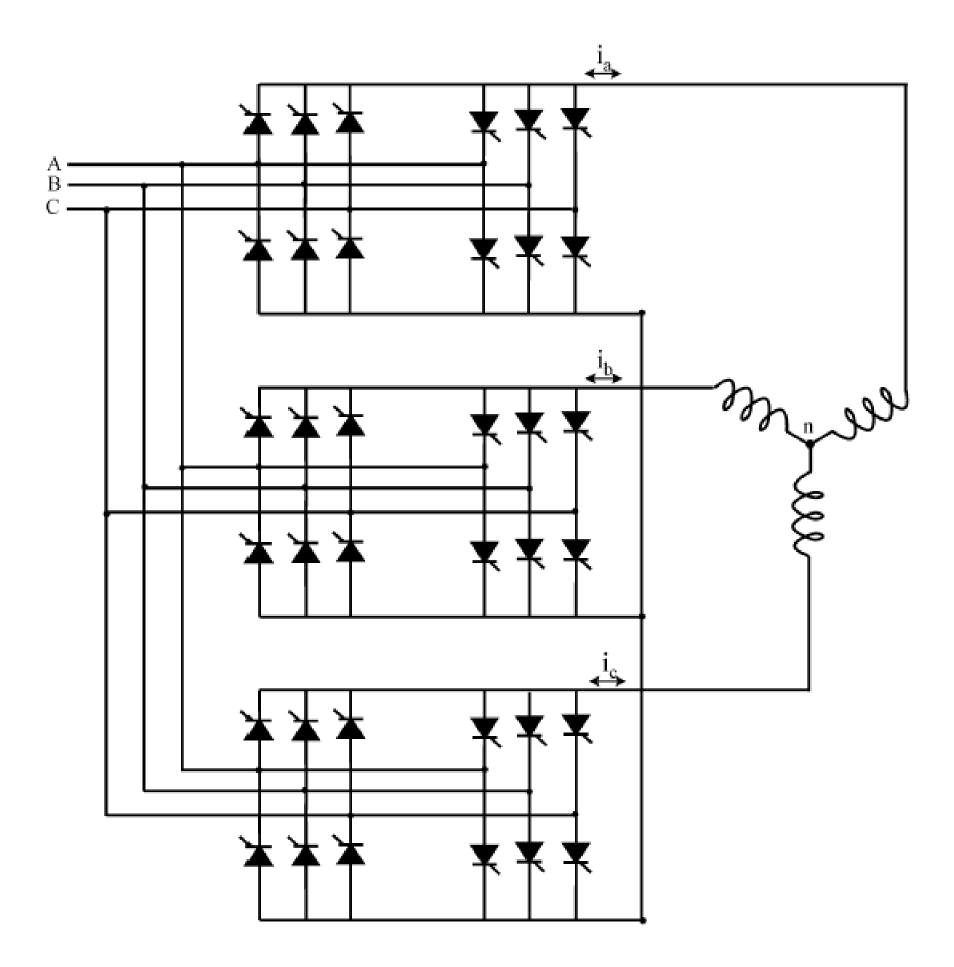


Figura 3.39: Esquema de un cicloconversor.

zonas laterales delanteras, y puede ser accionada automática o manualmente. También se encuentran instaladas en los aviones, celdas de combustibles o incluso baterías, principalmente las de Níquel-Cadmio, como sistemas de respaldo para proporcionar energía eléctrica en caso de existir fallos en los sistemas principales de abastecimiento.

Por último, se encuentran las unidades de abastecimiento de energía en tierra que son usados mientras el avión se encuentra en fase de mantenimiento proporcionando una salida, también de 200 V en C.A. a 400 Hz.

Una vez que se han expuesto los diferentes sistemas de generación de energía eléctrica en un avión "*More-Electric Aircraft*", se van a explicar los diferentes sistemas de distribución de dicha energía. Dichos sistemas utilizan tanto sistemas en corriente continua (28V) como en corriente alterna (115V) aunque existen otros niveles superiores de tensión que están siendo puestos a

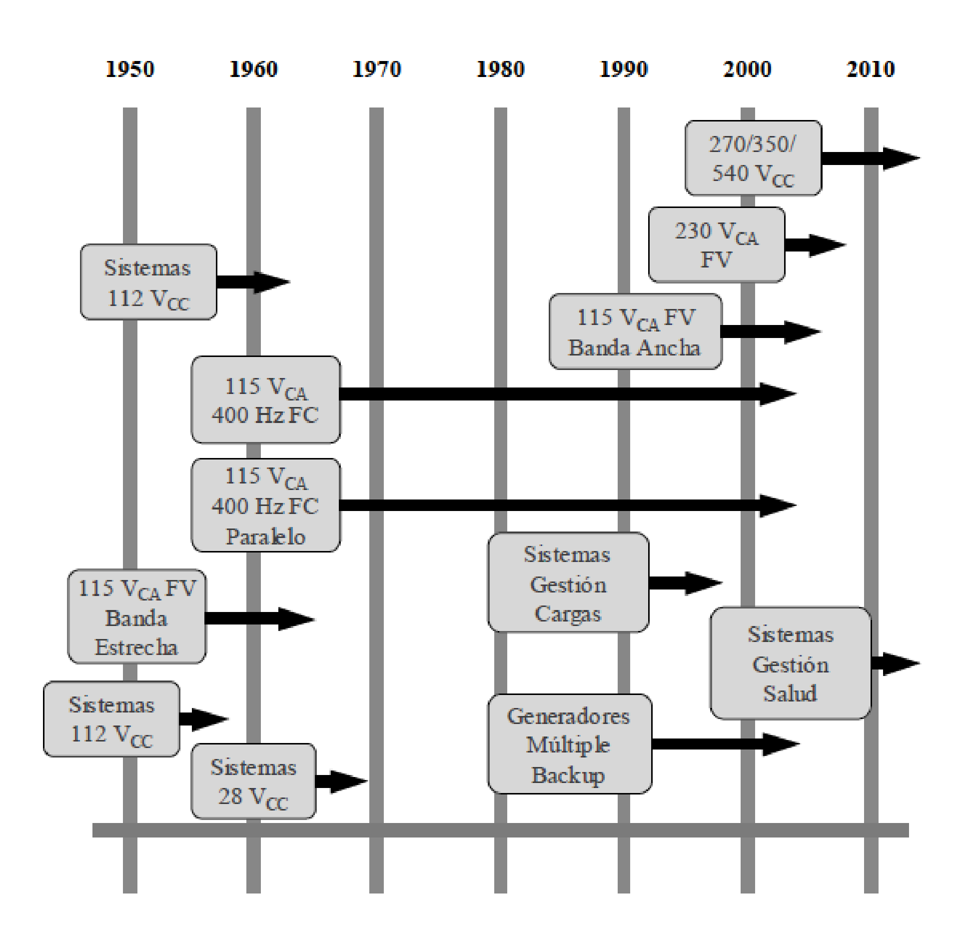


Figura 3.40: Evolución del uso de los diferentes niveles de tensión con el tiempo.

prueba como 270V, 350V, o 540 V de corriente continua [28] y [29]. Existen también estudios para utilizar únicamente corriente continua a alto voltaje para la distribución y control de la energía eléctrica ya que ello implica menor intensidad de corriente por los conductores produciendo menor sección en los cables y menos pérdidas.

Las diferentes tipologías de sistemas de distribución son [30]:

Sistema de distribución de energía eléctrica centralizada.

Este sistema (*Centralized Electrical Power Distribution System*, CEPDS) se caracteriza por ser un sistema de distribución punto a punto, desde el cual se alimentan las cargas individualmente. Consta de un sistema de distribución alimentado por los generadores y ubicado en la parte delantera del avión.

Sistema de distribución de energía eléctrica semi-distribuida.

Este sistema (*Semi-Distributed Electrical Power Distribution System*, SDEPDS) se introdujo para paliar la principal desventaja del sistema anterior que era poseer un único centro de distribución. Con este sistema, existen más sistemas de distribución para afrontar con garantías cualquier fallo en la distribución del sistema. Cada centro de distribución realiza la función de sistema de distribución centralizada anterior.

Sistema de distribución de energía eléctrica avanzada.

Gracias a la gran evolución de la electrónica de potencia apareció este nuevo sistema de distribución (*Advanced Electrical Power Distribution System*, AEPDS). Es un sistema flexible y consta de un sistema de microprocesadores que controlan el flujo de la energía eléctrica a través de unidades de control de cargas eléctricas (*Electrical Load Management Unit*, ELMU). La energía eléctrica es suministrada a las cargas a través de relés que son controlados por unidades remotas y, éstas a su vez, interactúan con las ELMUs para conocer la necesidad de energía en las cargas.

Sistema de distribución de energía eléctrica tolerante a fallos.

Este último sistema de generación (*Fault-Tolerant Electrical Power Distribution System*, FTEPDS) está formado por dos matrices de interruptores, una de generación y otra de cargas, seis conversores, seis generadores, dos en cada motor y dos de la unidad auxiliar de energía y diferentes cargas. En la siguiente figura se realiza una representación de este sistema de generación.

Es un sistema de distribución mixta, donde los sistemas de generación de corriente alterna son conectados a la matriz de interruptores de generación y el sistema de 270 V en corriente continua se conecta con los convertidores. Este sistema, gracias a su bi-direccionalidad, permite actuar como motor para el arranque de los motores y posteriormente, como generador para abastecer a energía eléctrica a las distintas cargas.

Debido al gran interés suscitado por la configuración de avión "*More-Electric Aircraft*", el sistema de accionamiento eléctrico se encuentra en constante evolución y perfeccionamiento para ser competitivo frente a los otros sistemas de accionamiento. A pesar de la gran confidencialidad existente, sobre todo, en torno a los aviones con una configuración más eléctrica, se pretende exponer los sistemas eléctricos de los aviones Airbus A380 y Boeing

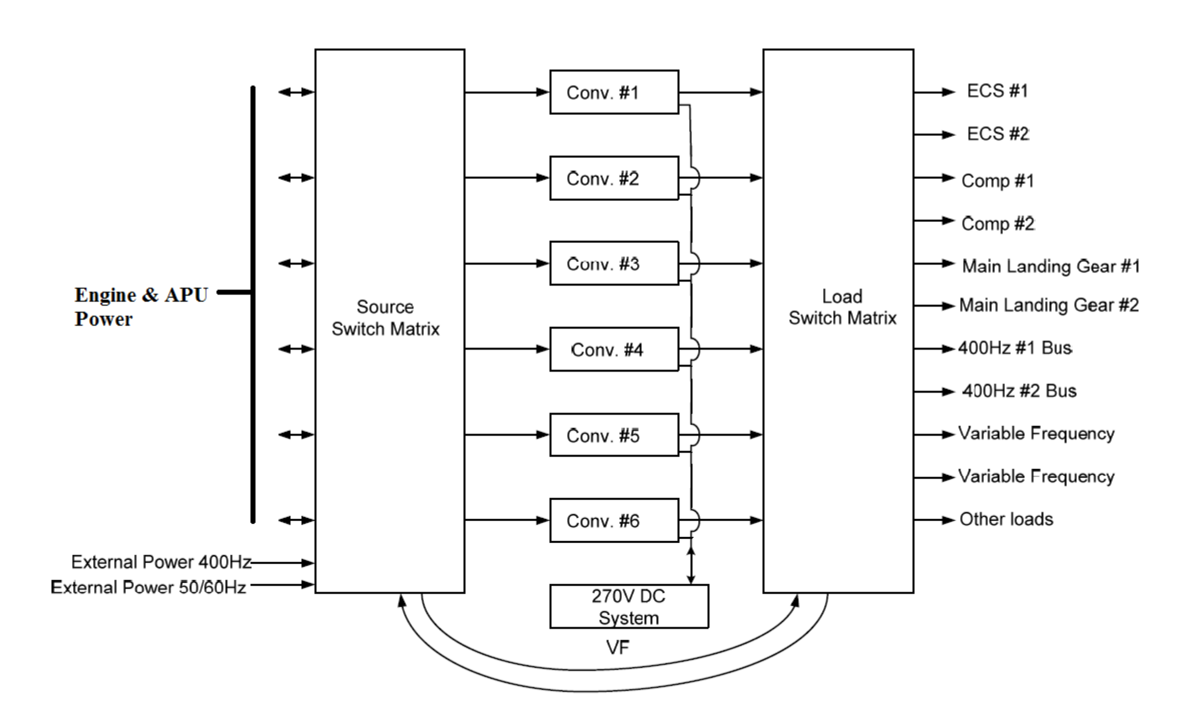


Figura 3.41: Sistema de distribución de energía tolerante a fallos.

B787.

3.5.1. Ejemplo B787

El avión Boeing B787 posee un sistema eléctrico que suministra y distribuye energía a otros sistemas que lo necesitan como por ejemplo el control de vuelo, el aire acondicionado o la aviónica. A pesar de que el Boeing B787 posee baterías, su uso sólo está destinado a cargas pequeñas, por lo que es necesario producir energía durante el vuelo [31].

La filosofía de Boeing es tener la suficiente redundancia en los sistemas para que ante cualquier fallo crítico de un sistema, no implique un riesgo grave para el avión y que exista la suficiente redundancia para superar dicho inconveniente.

A continuación, en la figura 3.42 se muestra el sistema eléctrico del Boeing B787.

Se puede observar que existen dos generadores en cada motor y dos generadores más ubicados en la unidad auxiliar de energía (APU). Los dos

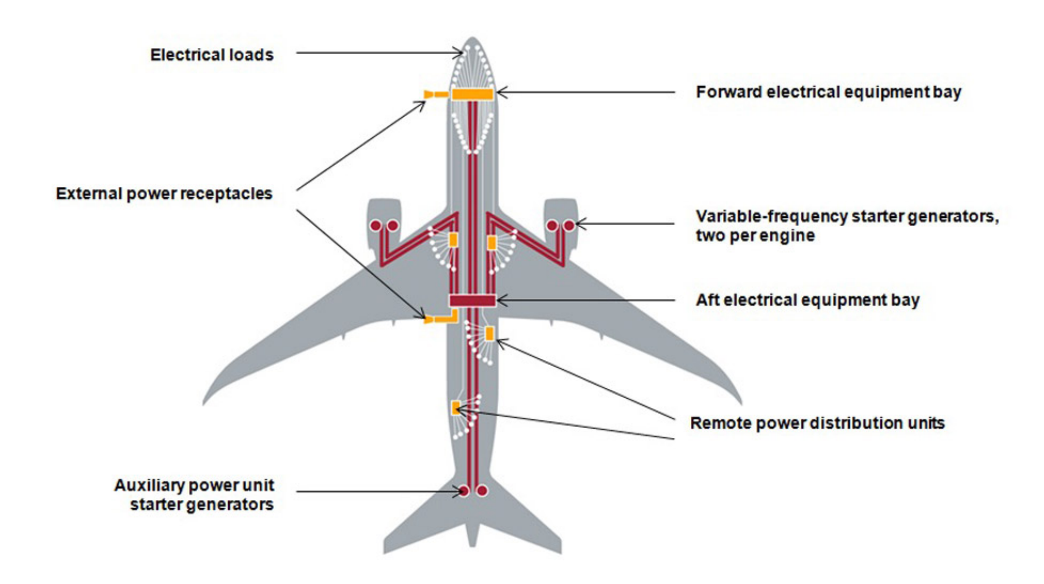


Figura 3.42: Sistema de distribución del B787.

generadores de cada unos de los motores son de frecuencia variable y permiten arrancar los motores eléctricamente. En total, hay seis generadores que proporcionan energía eléctrica primaria frente a los tres generadores que posee un avión con una configuración convencional para la provisión de energía eléctrica.

La energía eléctrica obtenida de los generadores a 235 V es llevada a través de cuatros buses de corriente alterna tanto al compartimento electrónico delantero como al trasero, ubicado éste último en la zona intermedia del avión, indicados en la imagen anterior. Algunos ejemplos comunes de uso serían:

- Cocina trasera grande: 235 V corriente alterna.

- Motores para las bombas hidráulicas grandes: 270 V, corriente continua.

- Cocinas más pequeñas, entretenimiento a bordo – 115 V corriente alterna.

- Unidades de control de energía, visualizadores de la cabina de vuelo – 28V corriente continua.

En la figura 3.43, se muestra un esquema con los diferentes niveles de tensión usados en el B787 junto con las cargas que alimenta.

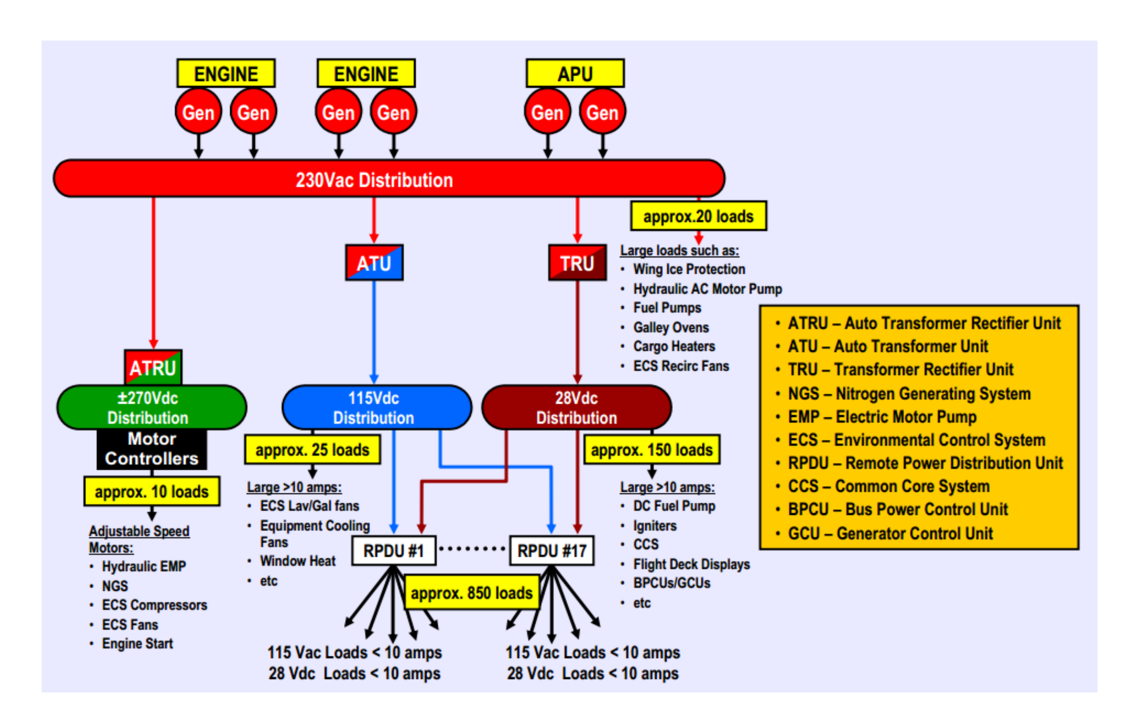


Figura 3.43: Sistema de distribución del B787 a las diferentes cargas.

La distribución de la energía eléctrica se realiza de manera remota, es decir, existen diecisiete pequeñas subestaciones que son las que se encargan de proporcionar la energía a las cargas locales. Todo ello, provoca un menor cableado y un mejor control electrónico de las cargas. Realizando una comparativa de la cantidad de cableado de este avión B787 con el de un esquema eléctrico tradicional del avión B767, se puede observar que el primero tiene 112 km de cableado frente a los 145 km del B767, una considerable reducción en costes de mantenimiento, peso y construcción.

Ante la presencia de algún fallo en el sistema eléctrico, existen elementos de respaldo tales como baterías, la unidad auxiliar de energía o la turbina de aire. Además, existe una pantalla en la cabina del piloto que permite vigilar y captar los fallos que se puedan presentar en el sistema eléctrico del avión, avisando de la alerta sufrida y proporcionando la información necesaria para afrontarla.

Estos sistemas de reserva pueden intervenir y ayudara afrontar las pérdidas que ocurran en el sistema primario. Así, por ejemplo, la turbina de

aire dinámico puede intervenir y generar energía hidráulica y eléctrica si se pierden, o bien las bombas hidráulicas, o los generadores eléctricos primarios. También existen sistemas de protección que intervienen para ayudar a aislar un fallo, de manera que se asegure la no propagación del mismo. Otro sistema de respaldo usado son las baterías que proporcionan y almacenan energía. Normalmente, se usan la batería principal y la batería de la APU para proporcionar energía para los cortos períodos de tiempo en los que los motores y la APU no están funcionando ni el avión se encuentra alimentado mediante una unidad auxiliar en tierra.

Un punto importante de B787 son las baterías de iones de litio, que proporciona un menor peso aunque no es el factor más importante. El factor determinante era realmente la capacidad de descarga de la batería, descarga una gran cantidad de energía en un período muy corto de tiempo. Esto era necesario para el inicio de la unidad de potencia auxiliar y para poder realizar el frenado del avión en caso de que todas las otras fuentes de energía en el avión fallaran ya que el sistema de frenado B787 es un sistema de frenado eléctrico.

Se puede establecer una comparativa entre las baterías del avión B787 con las del avión B777. Las primeras son de 32 voltios, 8 celdas de 4 voltios con un peso de 28 kg, mientras que las del B777 es una de 24 voltios, 20 celdas de 1,2 voltios con un peso de 48 kg.

Por otro lado, gracias a la constante evolución y desarrollo del sistema eléctrico, algunas de las funciones encargadas para el sistema neumático están siendo realizadas por el sistema eléctrico, como por ejemplo el sistema de anti-hielo, aire acondicionado, presurización de cabina o el arranque de motores. Debido al uso de motores a reacción con flujos derivados en el Boeing B787, el uso de sistemas neumáticos en este tipo de aviones es mucho más costoso y, por tanto, gasta mucho más combustible. Por ello, todos los sistemas que se alimentaban, tradicionalmente, del sangrado de aire en aviones anteriores, ahora, en el caso del Boeing B787 son alimentados eléctricamente. Mediante la eliminación del sistema neumático, se eliminan los costes de mantenimiento, se reducen el peso, además de una mayor fiabilidad y menor resistencia y ruido.

3.5.2. Ejemplo A380

El sistema eléctrico del avión Airbus A380 es alimentado con fuentes de generación de corriente alterna y corriente continua [32].

En el caso de corriente alterna, se suministra la energía mediante cuatro generadores de frecuencia variable ubicados en los motores, dos generadores ubicadas en la unidad auxiliar de energía y cuatro unidades de energía de

conexión en tierra. Por tanto, la generación de energía alterna se divide en generación normal y de emergencia, suministrando ambas una tensión de 115 V ya sea frecuencia variable o fija.

La frecuencia variable es usada debido a su fiabilidad y reducción de peso. La generación de energía de emergencia es realizada mediante la turbina de aire. Por otro lado, la frecuencia fija es suministrada a 400 Hz por los cuatro generadores que se pueden conectar desde tierra, o por los dos generadores de la APU que son parte de la generación normal de corriente alterna [33]. También el inversor estático proporciona una frecuencia fija y es usado cuando la generación de energía alterna no está disponible.

Para el caso de corriente continua, ésta se obtendrá a partir de la energía alterna mediante rectificadores, o tres rectificadores de respaldo, o tres baterías. El sistema de arranque de la APU necesita de la corriente continua para funcionar.

El sistema de distribución eléctrico elegido por Airbus A380 permite la distribución de la energía eléctrica alterna y continua para alimentar las diferentes cargas en función de la disponibilidad de las fuentes de generación. El sistema de distribución se divide en 3 subsistemas:

- Distribución primaria realizada por el centro de distribución de energía eléctrica primaria (*Primary Electrical Power Distribution Center*, PEPDC).

- Distribución secundaria realizada por dos centros de distribución de energía eléctrica secundaria (*Secondary Electrical Power Distribution Center*, SEPDCs) y ocho unidades de distribución de energía secundaria (*Secondary Power Distribution Boxes*, SPDBs).

- Distribución de emergencia realizado por el centro de energía de emergencia (*Emergency Distribution Center*).

El sistema de distribución dispone de paneles de indicación y control en la cabina del piloto para informar al mismo acerca de posibles errores o fallos que se puedan presentar en cualquier momento de la fase de vuelo.

Por tanto, el sistema de distribución eléctrico se divide en un sistema de distribución principal y un sistema de distribución de emergencia. En caso de una pérdida total de la generación normal de energía eléctrica, será el sistema de distribución de emergencia el encargado de suministrar la energía a las cargas para completar el vuelo y un aterrizaje seguro.

La distribución principal está compuesta por dos subsistemas que separan el suministro de energía de las cargas de alta tensión de las cargas de baja tensión, que serían los subsistemas de distribución primario y secundario.

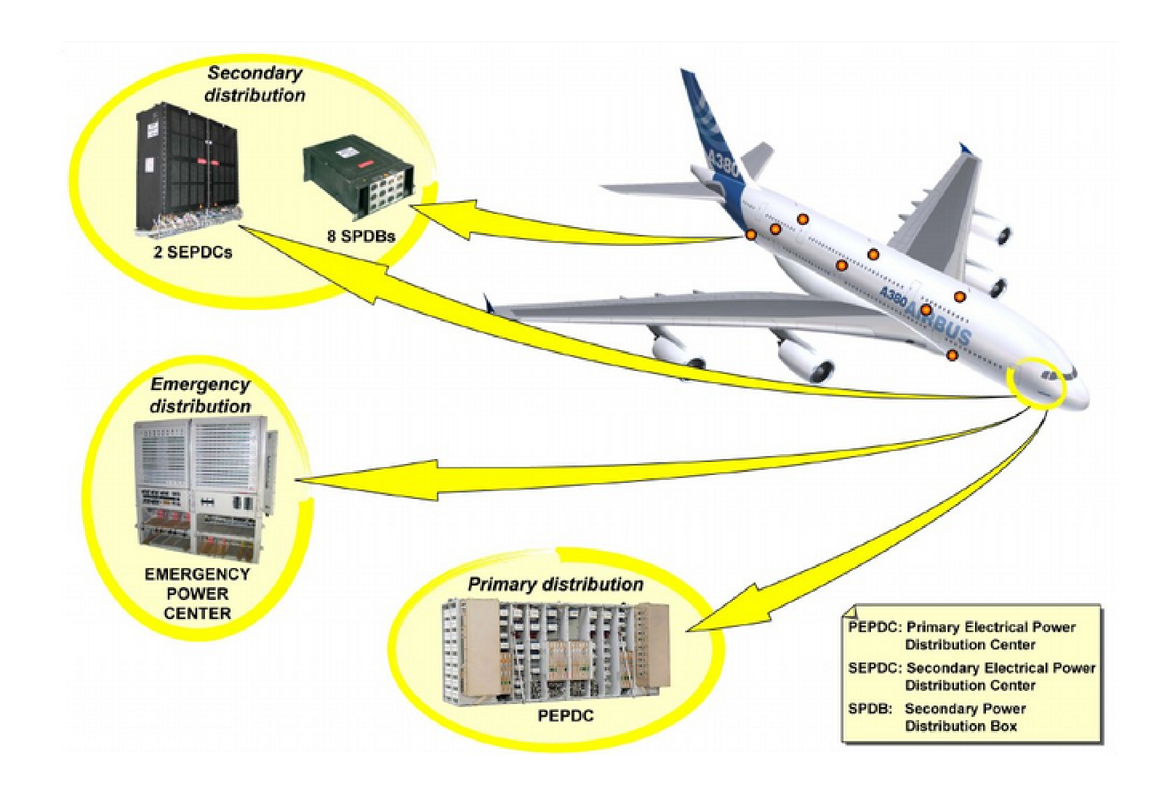


Figura 3.44: Sistema de distribución del A380.

El sistema de distribución primario está formado por el PEPDC que se divide en dos partes para realizar un correcto suministro eléctrico de manera separada. Contiene los principales componentes para la distribución de la red eléctrica de distribución, para gestionar la red eléctrica y los dispositivos de protección eléctrica relacionados. El PEPDC gestiona las transferencias de energía desde la generación de alterna y continua hacia los sistemas de distribución secundaria y de emergencia y hacia las cargas de alta tensión del avión.

El sistema de distribución secundario está formado por dos SEPDCs, uno para cada parte del PEPDC y ocho unidades de distribución de energía secundaria que contienen, además, aparatos de protección eléctricos. Los dos SEPDCs transfieren la energía eléctrica desde el PEPDC hacia las cargas. Por otro lado, seis de los ocho SPDBs están instalados en la cabina y transfieren la energía eléctrica desde el sistema de distribución primario hacia las cargas de cabina. Las otras dos unidades SPDBs se instalan en el piso inferior y transfieren la energía eléctrica, también, desde el PEPDC hacia las cargas de cabina y del fuselaje.

El sistema de distribución de emergencia contiene los componentes para

la distribución de la red eléctrica de emergencia y los aparatos de protección correspondientes. Proporciona energía eléctrica a las cargas esenciales para mantener un vuelo seguro.

En la figura 3.45 se muestra una imagen del sistema de distribución de la red eléctrica del avión Airbus A380.

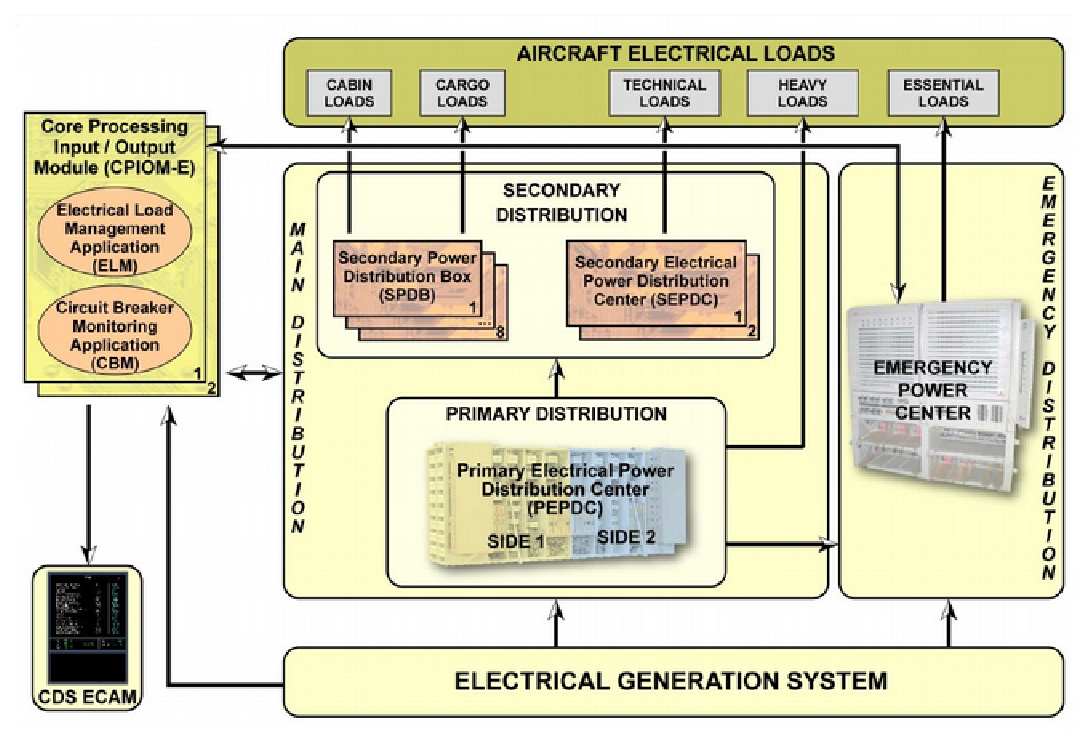


Figura 3.45: Sistema de distribución y control del A380.

También se puede destacar en la parte superior izquierda de la imagen anterior, varios equipos que son usados para el control y monitorización de la distribución de la red de energía eléctrica en el A380. Dichos dispositivos son el equipo de supervisión de cortocircuitos (*Circuit Breaker Monitoring*, CBM) y el equipo para el manejo de cargas eléctricas (*Electrical Load Management*, ELM). Estos componentes se alojan en dos módulos de procesamiento (*Core processing Input/Output Module*, CPIOM).

El CBM se encarga de mostrar el estado de cada uno de los aparatos de protección del avión, exceptuando los encargados por el SPDBs, y envía un mensaje a la cabina en caso de que cualquier protección haya saltado. Por

otro lado, el ELM hace un uso óptimo de las cargas eléctricas dentro del límite de las fuentes de energía disponibles.

También se encuentra instalada en el avión una interfaz de mantenimiento de la distribución de energía (*Power Distribution Maintenance Interface*, PDMI) que permite al personal de mantenimiento monitorizar y controlar los diversos dispositivos de protección instalados en el PEPDC, el SEPDC, en el SPDB y en el centro de energía de emergencia. Las funciones del PDMI se realizan mediante 2 ordenadores de mantenimiento de la distribución de energía, que se comunican con los sistemas de distribución de la energía eléctrica. Toda esta información es monitorizada en unos ordenadores para saber el estado del sistema de distribución de energía del avión.

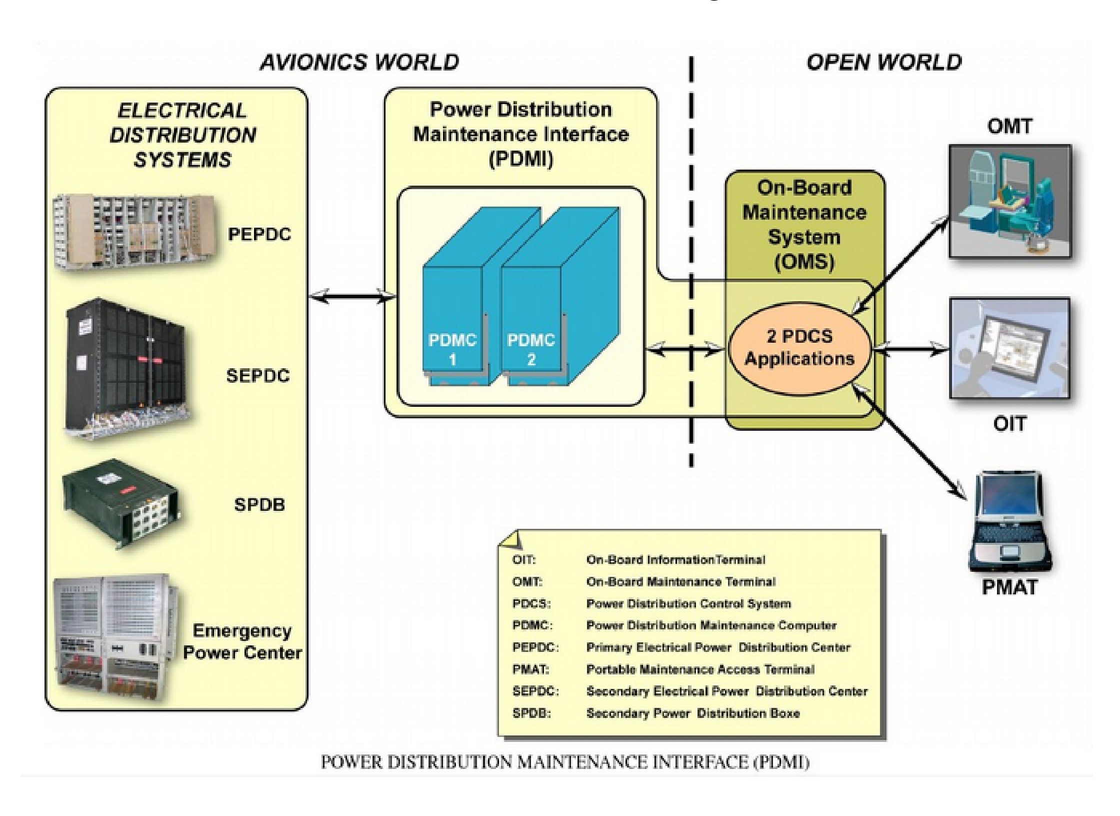


Figura 3.46: Sistema de distribución del A380 junto con sus interfaces.